

RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE

Transporta un mašīnzinību fakultāte

Mehānikas institūts

Maksims SMOLAŅINOVŠ

Doktora studiju programmas „Transports” doktorants

**NO KOMPOZĪTMATERIĀLIEM IZGATAVOTO
AVIĀCIJAS KONSTRUKCIJU ELEMENTU AR
BOJĀJUMIEM STIPRĪBAS PĒTĪŠANA**

Promocijas darba kopsavilkums

**INVESTIGATION OF THE STRENGTH OF
COMPOSITE ELEMENTS OF AIRCRAFT
STRUCTURES WITH DAMAGES**

Summary of Doctoral Thesis

Zinātniskais vadītājs

Dr.sc.ing., I. PAVELKO

RTU Izdevniecība

Rīga 2014

Smoļņinovs M. No kompozītmateriāliem izgatavoto aviācijas
konstrukciju elementu ar bojājumiem stiprības pētīšana
Promocijas darba kopsavilkums. –R.:RTU,
2014. – 77. lpp



Šis darbs izstrādāts ar Eiropas Sociālā fonda atbalstu projektā «Atbalsts RTU doktora studiju īstenošanai».

This work has been supported by the European Social Fund within the project «Support for the implementation of doctoral studies at Riga Technical University».

ISBN 978-9934-10-591-3

NO KOMPOZĪTMATERIĀLUIEM IZGATAVOTO AVIĀCIJAS KONSTRUKCIJU ELEMENTU AR BOJĀJUMIEM STIPRĪBAS PĒTĪŠANA

Promocijas darbs inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2014.g. 26. septembrī plkst. 14⁰⁰ Rīgas Tehniskās universitātes Transporta un mašīnzinību fakultātē, Rīgā, Ezermalas ielā 6k, 302. auditorijā.

Oficiālie recenzenti

Dr.habil.sc.ing. Jānis Vība
Rīgas Tehniskā universitāte, Mehānikas institūts

Dr.sc.ing. Andrejs Krasņikovs
Rīgas Tehniskā universitāte, Mehānikas institūts

Dr.sc.ing. Rafal Hatiss
Politechnika Swietokrzyska, Kielce, Polija

Candidate of Science, Alexander Timonin
SIA „Centre Composite” tehniskais direktors, Rīga.

Apstiprinājums

Apstiprinu, ka esmu izstrādājis doto promocijas darbu, kas iesniegts izskatīšanai Rīgas Tehniskajā universitātē inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai. Promocijas darbs nav iesniegts nevienā citā universitātē zinātniskā grāda iegūšanai.

Maksims Smoļņinovs

Datums: 01.09.2014.

Promocijas darbs ir uzrakstīts latviešu valodā, satur ievadu, 4 nodaļas, secinājumus, literatūras sarakstu, 4 pielikumus, 122 ilustrācijas, 76 tabulas, kopā 255 lappuses. Literatūras sarakstā ir 105 nosaukumi.

ANOTĀCIJA

Promocijas darba mērķis – slāņotā kompozīta vienkāršoto modeļu izveidošana un attīstība zema ātruma trieciena bojājuma, kā arī tā ietekmes uz kompozīta un no tā izgatavoto plānsienu konstrukciju elementu mehāniskajiem raksturlielumiem novērtējumam.

Trieciena bojājošo seku pa kompozītu konstrukcijām prognozēšanas nolūkā uz ticamo aprēķinu rezultātu pamata ir nepieciešama kompozītmateriāla raksturlielumu izmaiņu, kuras pavada trieciena procesu, adekvāta modelēšana.

Mūsdienās eksistējošiem kompozīta progresējošās sagrūšanas kritērijiem, kurus ieliek modernos programmu-skaitļošanas kompleksos trieciena aprēķinam veidotos galīgo elementu (GE) modeļos ir vai nu neliela precizitāte, vai tie prasa lielu daudzumu papildu izejas parametru, kas ievērojami sarežģī to praktisko pielietojšanu. Tātad, neskatoties uz dažādu pētnieku piedāvāto sagrūšanas kritēriju daudzveidību, joprojām paliek aktuāla fizikāli korektas un praksē pielietojamas pieejas, kas ievēro kompozīta materiāla stingruma pakāpenisku pazemināšanu konstrukcijas lokālā zonā trieciena procesā, izstrādāšana. Ar šo mērķi promocijas darbā tika risināti sekojošie uzdevumi:

1. Izstrādāts un aprobēts elementārs modelis, kas tieši modelē deformētas virsmas formu atkarībā no triecienķermeņa kontakta iespiešanas mērķī pakāpeniskas izmaiņas. Tas modelis ļauj precīzi atveidot sprieguma-deformēto stāvokli (SDS) ievērojot deformētas virsmas formu, trieciena enerģiju un kontakta spēku. Uz tā rezultātu pamata notiek kompozīta statiskās izturības stiepē augšējo un apakšējo robežu ar atbilstošu kritēriju pielietojšanu. Iegūtie eksperimentālie rezultāti iekļaujas nosauktas robežās.

2. Izstrādāts elementārs modelis, kurā pamatā ir zināmas enerģijas zema ātruma trieciena izraisīto polimera kompozītmateriāla (PKM) SDS un bīdes stingruma izmaiņas aprēķins, sasaistot kontakta laukuma un kontakta spiediena soļplotera izmaiņas. Tas ļauj no vienas puses, noteikt precīzu sakarību starp trieciena enerģiju un kontakta spiedienu; no otras puses, novērtēt bīdes stingruma komponentes D_{66} pazemināšanu, pēc kuras var spriest par konstrukcijas bojājuma pakāpi. Rezultātus var lietot modelējot progresējošu sagrūšanu triecienā pa reālo kompozīta konstrukciju.

3. Piedāvāta un pamatota līknes „kontaktslodze - kontakta punkta pārvietojums” raksturīgo punktu noteikšanas metode, kas ļauj adekvāti modelēt bojājumu attīstības procesu GE aprēķinā. Tas dod iespēju ievērojami samazināt izejas parametru daudzumu, kuri nepieciešami kompozītu progresējošās sagrūšanas eksistējošo kritēriju izmantošanai GE

aprēķinos. Rezultātā saņemamais konstrukcijas bojājuma stāvoklis dod iespēju iegūt ticamus rezultātus stiprības pazemināšanas noteikšanai statistiska noslojuma dažādos gadījumos.

4. Izstrādātas un notestētas palīg-programmas aprēķinu pilna cikla realizācijai.

Piedāvātas metodes un izstrādātie modeļi tiek pielietoti kompozīta spārna, ka arī spārna mehānizācijas un lidojuma vadības agregātu elementu aprēķinos, kuri tiek izpildīti līgumdarbu ar konstruktoru birojam ietvaros aviācijas rūpniecības nozarē.

Darba rezultāti ziņoti 7 starptautiskās konferencēs un tie atspoguļoti 18. publikācijās.

SATURS

IEVADS	7
Tēmas aktualitāte.....	7
Darba mērķis	11
Pētījumu metodika.....	11
Zinātniskā novitāte un galvenie rezultāti	11
Darba praktiskais pielietojums	13
Darba struktūra un apjoms	13
1. TRIECIENA TEORIJAS STĀVOKLIS UN ATTĪSTĪBA UN TĀS PIELIETOJUMS KOMPOZĪTO KONSTRUKCIJU APRĒĶINOS.....	13
2. ZEMA ĀTRUMA TRIECIENA IZRAISĪTO BOJĀJUMU, IZTURĪBAS UN STINGRUMA PAZEMINĀŠANAS PKM KONSTRUKCIJĀS APRĒĶINA MODEĻU APRAKSTS	21
3. TRIECIENA IEDARBĪBAS PA KOMPOZĪTA KONSTRUKCIJU IMITĀCIJA UN BOJĀJUMU APRĒĶINS.....	29
3.1. Raksturīgākos trieciena parametrus noteicošo lielumu aprēķins uz enerģijas bilances pamata	32
4. KOMPOZĪTO KONSTRUKCIJU AR TRIECIENA BOJĀJUMIEM PALIEKOŠA IZTURĪBA	34
SECINĀJUMI	38
PUBLIKĀCIJAS	40

IEVADS

Tēmas aktualitāte

Polimēro kompozītmateriālu (PKM) ieviešana aviācijas un kosmiskā tehnikā ir viens no ievērojamākajiem tehnikas sasniegumiem. Tas ļauj realizēt principāli jaunus konstruktoriskus risinājumus, samazināt materiālās un darbaspēka izmaksas, uzlabot lidmašīnas aerodinamiskus raksturlielumus, paaugstināt komercslodzi.

Bet, neskatoties uz neapšaubāmām PKM izmantošanas priekšrocībām aviācijas konstrukcijās, līdz šim brīdim tos pielietoja tikai maznoslogotos vai otršķirīgos planiera elementos.

Var atzīt, kā polimērie kompozītmateriāli daudz lielākā mērā nekā metāli ir pakļauti apkārtējās vides ietekmei, kuras galvenie faktori ir: atmosfēras elektrība, apkārtējā gaisa temperatūra un mitrums, kontakts ar agresīvām vidēm (degviela, pretapledošanas maisījuma sastāvi u.c.), saules radiācija, erozijas ietekme. Pie tam, ekspluatācijas procesā notiek materiāla novecošanās, ko pavada īpašību pasliktināšanās.

Parasti plānsienu kompozītmateriālus izmanto konstrukcijās ar slodzi plaknē, pārsvarā tā ir stiepe - spiede. Bet ekspluatācijā pastāv citu, negaidītu slodžu veidu iespēja. Viena no tām ir trieciena slodze.

Bojājumu veidošanas un attīstības procesi PMK principāli atšķiras no metālu noguruma sagrūšanas. Atšķirībā no metāliskiem elementiem, kuri absorbē trieciena enerģiju plastiskās deformācijas formā, saglabājot tajā pašā laikā savu izturību, kompozītos trieciena brīdī notiek trausli matricas bojājumi. Trieciena rezultātā kompozītā var rasties visi iespējamie daļējo bojājumu veidi. Trieciena slodzes galvenās īpatnības: slodzes virziens ir perpendikulārs plaknei, slodzes koncentrācija mazajā virsmas zonā, slodzes iedarbības dinamiskais raksturs. Rezultātā trieciena zonā vērojama stabilā nevienmērīgā dinamiskās slodzes sadale, kā arī iespējamās dažādas pilnas vai daļējas sagrūšanas formas.

Iespējamie bojājumi kompozīta slāņos:

- a) matricas virsmas spiede un plaisāšana,
- b) šķiedru pārrāvumi,
- c) starpslāņu noslāņošanās, jeb delaminācija.

Iespējamie serdeņa bojājumi:

- virsmas spiede,
- plaisas.

Bieži kompozītu triecienu bojājumi ārēji maz redzami, bet tie rada vairāk vai mazāk ievērojamas PKM konstrukciju statiskās izturības un to ilgizturības cikliskā noslogojumā izmaiņas.

Sakarā ar to, rodas divas problēmas:

1) Kā novērtēt trieciena bojājumus, izmantojot informāciju par materiāla mehāniskiem raksturlielumiem un trieciena parametriem, tādiem kā triecienķermeņa masa un ātrums?

2) Kā trieciena bojājums ietekmē konstrukcijas stiprību un ilgizturību?

Šim risinājumam ir veltīti daudzi pētījumi un to apskats būs atspoguļots promocijas darbā 1. nodaļā.

Tādējādi, PKM īpatnības padara par obligātām un svarīgām apsteidzošus zinātniski pētnieciskus un konstruktoru izmēģinājumu darbus ar eksperimentāliem pētījumiem apstākļos, kas maksimāli pietuvināti ekspluatācijas gaidāmajiem nosacījumiem.

Bez tam, viens no gaisu kuģu tehniska stāvokļa kontroles sistēmu aktuālajiem uzdevumiem ir trieciena bojājumu instrumentāla atklāšana un identificējums.

Pastāv elementārās triecienu teorijas, kas balstās uz būtiskiem elastīgo cieto ķermeņu dinamiska kontakta parādības vienkāršojumiem. Tās ļauj novērtēt trieciena spēku, dinamiskus spriegumus un deformācijas, kas rodas kontakta mijiedarbības procesā. Kā priekšnoteikumus izmanto enerģētiska līdzsvara un materiālu mehānikas statistisko risinājumu sakarības vienkāršākajām aprēķina shēmām. Pilnveidotas elementārās trieciena teorijas iekļauj kā papildinājumus dažus bāzes pieņēmumus par kontakta mijiedarbību (piemēram, Herca teorija, Timošenko teorija). Elementāro teoriju nozīme ir tā, ka tās ļauj ieraudzīt dažas kvalitatīvās likumsakarības un trieciena iedarbības tendences, kā arī iegūt trieciena seku aptuvenos novērtējumus.

XIX gadsimta vidū G. Hercs izcēla problēmu par lokālu spriegumu aprēķināšanu, kas rodas pie kontakta mijiedarbībām starp elastīgiem ķermeņiem. Risinot statisku uzdevumu, Hercs paplašināja iegūto rezultātu pielietojuma robežas uz dažiem elastīgo ķermeņu dinamikas uzdevumiem, uzliekot zināmo papildus ierobežojumu uz ķermeņu kustības relatīvu ātrumu.

Teorija uzstāda saiti starp triecienķermeņa ietriekšanas dziļumu un kontakta spēku pieņēmumā par trieciena iedarbības lokālo raksturu. Tomēr ārpus virsmas spiedes lokālās zonās Herca teorija ignorē mijiedarbībā iesaistīto ķermeņu deformācijas. Šis pieņēmums ne vienmēr izpildās, it īpaši plānsienu konstrukcijās. Tādēļ aktuāla ir pieeja, kur ir ņemta vērā triecienam pakļauta ķermeņa galīgo izmēru ietekme uz sprieguma stāvokli trieciena zonā.

Timošenko teorija ir Herca teorijas tālāka attīstība. Tā ņem vērā arī šķērsvirziena svārstības, ko izraisa trieciens ar ķermeņi, kas pārvietojas ar uzdoto ātrumu. Salīdzinoši nesentika uzsākti mēģinājumi novērtēt kompozītu reakcijas raksturu uz trieciena iedarbību uz precīzas teorētiskas analīzes un rūpīgi izstrādāto izmēģinājumu pamata.

Kompozītu konstrukciju ražotāju īpašu interesi izsauc delaminācijas prognozēšana, kura ir parasta sagrašanās forma pie zema un vidēja ātrumā trieciena, un tā var novest pie katastrofālām sekām aerokosmiskās kompozītu struktūrās. Delamināciju nav iespējams noteikt vizuāli, tādēļ ir ļoti grūti apstiprināt tās sākuma brīža un rašanās vietas prognozēšanas pareizību. Zemo ātrumu un zemo enerģiju triecienu gadījumā delaminācija var rasties dažādos laminēta kompozīta slāņa punktos. Sevišķi bieži tā rodas starp blakusslāņiem, kuriem ir liela dažādība šķiedru orientācijā, kas izpaužas blakusslāņu stingruma starpībā. Lēnākas trieciena iedarbības vai triecieni pa relatīvi lokaniem kompozīta laminātiem izraisa delaminācijas veidošanās lielākoties apakšējo slāņu starpā.

Kompozītmateriālu strukturālo shēmu daudzveidība bieži prasa par uzdevumu izejas datiem izmantojamo fizikālmehānisko raksturlielumu iepriekšējās noskaidrošanas.

Kompozītmateriālu triecienizturības novērtējumam paredzēto teorētisko pieeju precizitāte ir atkarīga no pieņēmumiem, uz kuriem balstās nosauktas pieejas, un no dažādiem teorētiski grūti nosakāmiem faktoriem. Tādēļ svarīgu vietu kompozītmateriālu triecienizturības pētījumos aizņem eksperiments. Promocijas darba aplūkotie eksperimenti pamatojas uz izmēģinājuma parauga iesišanas ar krītošo kravu un enerģijas, kas nodrošina parauga sagrašanu, definēšanas.

Pieejamo informācijas avotu studēšana ļauj izcelt sekojošus pētījumu pamatvirzienus:

1. Vietējo slodzi un trieciena pa daudzslāņu paneļiem ietekmes pētījumi.
2. Dažādo tehnoloģisku paņēmieni izstrādāšana daudzslāņu struktūru trieciena izturības paaugstinājumam.
3. Daudzslāņu paneļu reakcijas uz ballistisku slodzi pētīšana.
4. Inovatīvo daudzslāņu kompozītu attīstība, kuri ir daudzfunkcionāli, kā arī saglabā nestspēju pēc trieciena.
5. Kompozīta struktūru modelēšanas un aprēķina perspektīvo metožu un metodiku izstrādāšana.

Daudzo pētījumu uzdevums ir kontakta slodzes ietekmes uz izturību noteikšana kompozīta materiāliem ar garām šķiedrām.

Kā paliekošās izturības raksturlielumi ir aplūkojami sekojošie parametri: sagrašanās sprieguma absolūts lielums, pret gluda parauga izturības robežu attiecinātais sagrašanās

spriegums, jeb paliekošās izturības koeficients, spriegumu intensitātes koeficienta kritiskā vērtība un korekcija uz plaisāšanas zonu. Par etalonu lielumu, ar kuru ir salīdzināmi paliekošās izturības raksturlielumi, kalpo izturības robeža stiepē vai spiedē. Uz atšķirīgo pildvielu un saistvielu bāzēm izveidoto PKM pētījumi, kuri veikti uz paraugiem ar iegriezumu un trieciena bojājumu ievērojot mitruma piesātināšanu un paaugstinātu temperatūru, nav atklājuši variantu, kam būtu neapšaubāmā priekšrocība no visu paliekošās izturības rādītāju viedokļa. No tā seko, ka materiāls jāizvēlas ievērojot prasības pret konstrukcijas elementu, kuram ir paredzēts šis materiāls, ārējo iedarbību raksturu un bojājuma iespējas ekspluatācijā.

Slāņaina kompozītmateriāla izturība noteicama ar saistvielas mehāniskiem raksturlielumiem, kas uzliek sekojošus ierobežojumus uz konstrukcijas elementa stieģrošanas shēmu:

Lielo bīdes slodžu zonā ir lietderīga $\pm 45^\circ$ slāņu likšana.

Par „*nulles*” un 90° virzieniem ir jāpieņem virzienus, kas sakrīt ar galveno spriegumu trajektorijām aplūkojamajā zonā.

Racionālas kompozīcijas „šķiedra – matrica” definēšanai tiek veikti paraugu ar iegriezumiem un trieciena bojājumiem paliekošās izturības eksperimentāli pētījumi ievērojot mitruma piesātināšanu un paaugstinātās temperatūras izmēģinājumos.

Tādējādi, par svarīgu jautājumu kļūst bojājuma izmēru novērtējums zema ātruma triecienā un tā ietekme uz kompozīta izturību. Ļoti svarīgs faktors sprieguma stāvokļa novērtēšanā ir trieciena ātrums. Ja trieciena laiks ir daudzkārt lielāks, nekā mazākās svārstības formas periods, to var definēt kā zema ātruma triecienu. Parādīts, ka sprieguma stāvokļa analīze zema ātrumā triecienā var būt izpildīta elastības teorijas statistiska kontaktu uzdevuma atrisinājuma veidā. Var paredzēt, ka tamlīdzīga pieeja ir korekta tāpat vidēja ātruma trieciena analīzei ierobežotajā zonā ar nenoslogotam stāvoklim atbilstošiem robežu nosacījumiem. Izmantojot šo pieeju, tiek veikta sprieguma stāvokļa elastīgā analīze trieciena laikā. Kontakta spēka bezizmēra funkcijas, spriegumu tenzors, daži ekvivalenti spriegumi un elastīgas deformācijas enerģija tiek rēķināti ar GE metodi tipveida anizotropiskam kompozītam.

No citas puses, pastāv mūsdienīga bojājumu mehānika. Viens no tās svarīgākajiem atzarojumiem ir kompozītu trieciena bojājuma un to izraisīto izturības pazemināšanas seku analīze. Bojājumu mehānika daudzos pielikumos sniedz pietiekami precīzu parādības aprakstu un ļauj iegūt apmierinošus bojājuma attīstības un konstrukcijas nesošās spējas novērtējumus. Tomēr, bojājumu mehānikas metodes ļoti sarežģītas un tehniski grūti realizējamās inženieru praksē. Bez tam, pats trieciena bojājuma jēdziens ir pietiekami abstrakts, jo tas ir vienots novērtējums dažādiem bojājumu veidiem (matricas plaisāšana,

noslāņošanās, šķiedru pārrāvums utt.). Tas, savukārt, var kļūt par neprecizitāšu vai pat analīzes rezultātu interpretācijas kļūdu iemeslu.

Tāpēc pastāv zināma nesaskaņa starp elementārām trieciena un trieciena bojājuma teorijām un sarežģītām bojājuma mehānikas pieejām. Šī nesaskaņa prasa jaunas vienkāršotas pieejas trieciena iedarbības modelēšanai un tā izraisītas izturības pazemināšanas aprēķinam. Šādu modeļu izveidošanai un attīstībai ir veltīts šis darbs.

Darba mērķis

Slāņotā kompozīta vienkāršoto modeļu izveidošana un attīstība zema ātruma trieciena bojājuma, kā arī tā ietekmes uz kompozīta un no tā izgatavoto plānsienu konstrukciju elementu mehāniskajiem raksturlielumiem novērtējumam.

Pētījumu metodika

KM mehānika, elastības teorija, galīgo elementu metode, skaitliskās metodes, kompozītu sagraušanas kritēriji, eliptiskās noslāņošanās pieauguma kvazistatiska teorija, standarti izmēģinājumu veikšanai.

Zinātniskā novitāte un galvenie rezultāti

Promocijas darbā izstrādāti sekojošie modeļi un piedāvātas sekojošas metodes:

- 1) Konstrukcijas plānsienu elementa zema ātruma trieciena kvazistatiskais modelis (TKSM). Atšķirībā no esošajiem modeļiem uz Herca teorijas pamata piedāvājams modelis ļauj iegūt daudz reālāku spriegumu un deformāciju sadales ainu trieciena zonā pie dažādiem ģeometriskiem parametriem un robež-noteikumiem. Modelis paredz trieciena ķermeņa pakāpeniskās iespiešanas plānsienu konstrukcijā analīzi. Parādīts, ka šādā konstrukcijā kontakta spriegumu sadale var būtiski atšķirties no trieciena ķermeņa iedarbības uz pusbezgalīgo telpu izraisītas, kas ir Herca teorijas pamats. Izskatīti divi sprieguma stāvokļa modelēšanas robež-gadījumi: pie plātnes aizmugures virsmas atbalsta (spiedošs trieciens) un pie plātnes iespīlēšanas pa malām (izlieces trieciens). Analīze ļāva noteikt šo divu gadījumu principiālo starpību. Izstrādāti bojājuma rakstura un bojātās zonas izmēru novērtējuma kritēriji uz enerģētiskā līdzsvara pamata.
- 2) Kontakta spēka maksimuma aprēķina modelis pēc uzdotās zema ātruma trieciena enerģijas. Pamatā ir pieņēmums par visas trieciena enerģijas pāreju kontakta spēka darbā. Dotais modelis aprobēts transversāli izotropam PKM. Piedāvāts trieciena enerģijas un

trieciena bojājuma seku novērtējuma paņēmieni pēc mērķa izlieces stiprības izmaiņu.

3) Kontakta spēka maksimuma un tam atbilstoša kontakta punkta vertikāla pārvietoējuma, kā arī kontakta punkta vertikāla pārvietoējuma un tam atbilstoša kontakta spēka noteikšanas metode pēc zināmām trieciena enerģijas, trieciena ātruma un paliekoša iespaiduma dziļuma vērtībām. Metodes pamatā ir zema ātruma trieciena procesa enerģijas bilance.

4) Trieciena bojājuma parametru novērtējuma modelis. Tas paredz sekojošu novērtējumu iegūšanu pie zema ātruma trieciena:

- a) materiāla trauslas matricas drupināšanas zonas izmēru uz vispārināto izturības kritēriju un uz enerģijas absorbēšanas drupināšanas daļiņu virsmas veidošanai novērtējumu pamata;
- b) sagrūšanas sākuma uz trieciena virsmai pretējās virsmas novērtējumu;
- c) noslāņošanās visticamāko zonu vietu pēc kompozīta dziļuma un to izmēru novērtējumu;
- d) kritisko spriegumu līmeņa novērtējumu, lai prognozētu radiālos materiāla pārrāvumus attiecībā pret kontakta vietu trieciena ķermeņa iespiešanas procesā.

5) Trieciena bojājuma ietekmes uz paliekošo izturību stiepē novērtējuma modeļi. Ekvivalentas atveres modelis paliekošās izturības augšējās robežas novērtējumam, tā eksperimentāls apstiprinājums. Paliekošās izturības apakšējās robežas novērtējuma modelis pēc maksimālo ekvivalento spriegumu koncentrācijas kritērija. Datoranalīzes rezultātu salīdzinājums ar eksperimentu.

6) Trieciena bojājuma ietekmes novērtējuma modelis uz paliekošo izturību liecē, ņemot vērā pazeminātus fizikālmehāniskus raksturlielumus (FMR) slāņu lokālās zonās un šķiedru progresējošo sagraušanu.

7) Vienkāršots trieciena bojājuma ietekmes novērtējuma modelis uz paliekošo izturību spiedē, ņemot vērā progresējošo noslāņošanos.

8) Kompozīta konstrukciju plānsienu elementu zema ātruma trieciena bojājuma datora modelēšana. Dimensiju analīzes metode. Spriegumu un deformāciju izmaiņu atkarībā no trieciena ātruma pētījums. Noteikts, ka katrai uzdotai plātnes konfigurācijai un tās balstīšanas nosacījumiem pastāv vienota (no trieciena ātruma neatkarīga) trieciena spēka, spriegumu vai deformāciju funkcija no triecienķermeņa pārvietošanās. Tas ļauj būtiski vienkāršot dinamiska sprieguma deformēta stāvokļa (SDS) analīzi un bojājuma novērtējumu.

MATLAB izstrādāti programmu instrumenti, kas ļauj:

- a) izvadīt kompozīta konstrukcijas SDS trieciena procesā GE aprēķina rezultātus, kā arī izpildīt vispārināto spriegumu kompozītā pārveidošanu spriegumos pa slāņiem.

b) realizēt eliptiskā noslāņojuma kvazistatiska pieauguma teoriju, lai prognozētu konstrukcijas no PKM paliekošo izturību spiedē.

ANSYS APDL Mechanical izstrādāts programmu instruments, kas realizē šķiedru progresējošās sagraušanas mehānismu pie kompozīta konstrukcijas trīspunktu lieces, tai skaitā ar trieciena bojājumu.

Izpildīti eksperimenti, kas apstiprina zema ātruma triecienam pakļauta kompozīta paliekošās izturības augšējās un apakšējās robežas noteikšanas metodes korektumu.

Izstrādāta iekārta un veikts eksperiments, lai iegūtu materiāla pretestības raksturlielumus pie triecienķermeņa iespiešanas uz cietas pamatnes balstītajā plātnē.

Darba praktiskais pielietojums

Izstrādātie modeļi tiek pielietoti reālo aviācijas konstrukciju no kompozīta materiāliem elementu aprēķiniem.

Darba struktūra un apjoms

Darbā iekļaujas ievads, 4 nodaļas ar Pielikumiem un secinājumi. Ievadā ir pamatots problēmas būtiskums, izvirzīti darba mērķi un formulēti uzdevumi. Pirmajā nodaļā dots trieciena klasisko teoriju apskats, parādīts mūsdienīgs trieciena teorijas stāvoklis. Otrajā nodaļā analizēti trieciena iedarbības aprēķina kvazistatiskie modeļi. Trešajā nodaļā analizētās kontakta spēka atkarības no triecienķermeņa pārvietojuma kvazistatiskajā un dinamiskajā formulējumā, kā arī aprakstīts trieciena bojājuma parametru novērtējuma modelis. Ceturtajā nodaļā aprakstīti modeļi, kuri izstrādāti ar triecienu bojāto kompozītmateriāla konstrukcijas paliekošās izturības novērtējumam.

1. TRIECIENA TEORIJAS STĀVOKLIS UN ATTĪSTĪBA UN TĀS PIELETOJUMS KOMPOZĪTU KONSTRUKCIJU APRĒĶINOS

Herca piedāvātais kontakta uzdevuma risinājums ir pēc būtības pirmā adekvāta pieeja uz kuras lielākā vai mazākā mērā balstās kontakta mijiedarbības mehānikas teorijas. Herca teorijas pieņēmumi:

- 1) Divi nenoslogotie elastīgie ķermeņi saskaras dažā punktā.
- 2) Šo ķermeņu virsmām saskarsmes punkta apkārtnē ir noteiktas normāles un liekums.
- 3) Saskarsmes punkti ir ķermeņa virsmas eliptiskie punkti.

- 4) Uz katru ķermeni darbojas aktīvu spēku sistēma, kuras kopspēks ir virzīts pa ārēju normāli šī ķermeņa virsmai saskarsmes punktā ar otro ķermeni.

Lai ķermeņu sistēma atrodas līdzsvarā tai pielikto aktīvo spēku un saspiešanās zonā sadalīto elastīgo reakciju iedarbībā ir jāizpildās statistiskam līdzsvara nosacījumam:

$$\iint_{(\omega)} p(x, y) d\omega = P \quad (1.1)$$

Šeit P – kopspēks, kas saspiež ķermeņus;

$p(x, y)$ – spiediens, kas ir sadalīts ω laukuma saspiešanas zonā;

x, y – koordinātu asu virzieni ķermeņu saskaršanas plaknē.

Forma un izvietojums kontūram, kas ierobežo saspiešanas zonu, ir nezināmi. Tā kā saspiešanas zonai ir mazi izmēri salīdzinot ar ķermeņu virsmu izmēriem, ir pieņemts, kā lokāla spriegumu sadalījuma atšķirība no spriegumu sadalījuma elastīgajā pustelpā ar plakano robežu ir nebūtiskā.

Izmantojot Businessa atrasto uzdevuma atrisinājumu par elastīgas pustelpas līdzsvaru, un saskaņā ar uzdevuma kinemātiskiem nosacījumiem:

$$A \iint_{(\omega)} \frac{p(x', y')}{r} dx' dy' = \alpha - f(x, y) \quad (1.2)$$

kur:

x', y' – saspiešanas zonai piederoša noteikta punkta koordinātes;

r – attālums no punkta ar koordinātēm x', y', z' līdz punktam ar koordinātēm x, y, z .

$$r = \sqrt{(x - x')^2 + (y - y')^2}, \quad (1.3)$$

$$A = v_1 + v_2, \quad (1.4)$$

$$v_1 = \frac{\lambda_1 + 2\mu_1}{4\pi\mu_1(\lambda_1 + \mu_1)}, \quad (1.5)$$

$$v_2 = \frac{\lambda_2 + 2\mu_2}{4\pi\mu_2(\lambda_2 + \mu_2)} \quad (1.6)$$

λ_i un μ_i – Lamé elastīgās konstantas respektīvi pirmām un otrām ķermenim.

Vienādojumi (1.1) un (1.2) sastāda Herca kontakta uzdevuma funkcionālu vienādojumu sistēmu. Ievadot dažus pieņēmumus un pārveidošanu rezultātā atrod spiediena sadalījumu uz saspiešanas virsmas:

$$p(x, y) = \frac{3}{2} \frac{P}{\pi a b} \sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2}} \quad (1.7)$$

kur a, b – elipsa pusasu garumi.

Saskaņā ar (1.7) saspiešanās zonas kontūram ir eliptiska forma.

Lokāla spiešana α ir saistīta ar rezultējošu spiešanas spēku, jeb kontakta spēku ar sakarību:

$$\alpha = kP^{\frac{2}{3}} \quad (1.8)$$

kur k – kontakta koeficients, kas ir atkarīgs no triecienķermeņa un mērķa materiāliem un to virsmu formām.

Timošenko teorija ievada aplūkošanā triecienķermeņa un sijas vietējas deformācijas, tādējādi apvienojot Sen-Venana teorijas visbūtiskākos atzinumus ar Herca teoriju.

Timošenko sekojot:

$$s = \alpha + y \quad (1.9)$$

s – triecienķermeņa pilns pārvietojums,

y – mērķa izliece.

Saskaņā ar Ņutona otro likumu, kad pieliktais spēks mainās laikā:

$$s = v_0 t - \frac{1}{m} \int_0^t \int_0^{t_1} P(t_2) dt_2 dt_1 \quad (1.10)$$

kur m – triecienķermeņa un stieņa svaru attiecība

kur l – stieņa garums,

v_0 – triecienķermeņa sākotnējais ātrums,

t – procesa laiks,

t_2, t_1 – laika intervāli.

Triecienķermeņa pilns pārvietojums s apmierina vienādojumu

$$m_1 \frac{d^2 s}{dt^2} = -P(t) \quad (1.11)$$

kur m_1 – krītošā ķermeņa masa; smaguma spēka ietekme tiek ignorēta.

Mērķa dinamiskās lieces noteikšanai Timošenko izmanto pastāvīga stingruma sijas lieces svārstību diferenciālvienādojumu:

$$EI \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} = -\frac{\gamma F \partial^2 y}{g \partial t^2} + q(x, t) \quad (1.12)$$

Šeit EI – sijas stingrums,

γ – sijas materiāla īpatsvars,

F – šķērsriezuma laukums,

$q(x, t)$ – pēc sijas garuma sadalīta mainīga slodze.

Timošenko triecienu teorijas funkcionāla vienādojuma galīga forma:

$$v_0 t - \frac{1}{m_1} \int_0^t \int_0^{t_1} P(t_2) dt_2 dt_1 = kP^{\frac{2}{3}} + \frac{2gl}{\pi^2 \gamma Fa} \sum_{m=1}^{\infty} \frac{1}{(2m-1)^2} \int_0^t P(t_1) \sin \frac{\alpha \pi^2 (2m-1)^2}{l^2} (t-t_1) dt_1 \quad (1.13)$$

Tas tiek risināts ar pakāpenisku integrēšanu sadalot trieciena procesa laika diapazonu mazos intervālos.

Viļņu teorija ņem vērā abu savstarpēji kontaktējošo ķermeņu svārstības, līdz ar to tā ir vairāk vispārīgās, nekā agrāk izskatītas. Šīs teorijas klasiskā pielietojumā izskatīts absolūti cieta ķermeņa trieciens pa stieni ar vienu iespīlēto galu. Teorijas pamatā ir stieņa garenisko svārstību diferenciālais vienādojums:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = a^2 \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \quad (1.14)$$

kur u – ir stieņa punktu pārvietojums garenvirzienā,

x – trieciena virziens,

a – skaņas viļņu izplatīšanas ātrums gar stieni.

Izmantojot attiecību:

$$u = f(at-x) - f(at+x) \quad (1.15)$$

kas sanāk, pie nosacījuma, ka stieņa brīvajā galā:

$$ml \left(\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \right)_{x=l} = -a^2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)_{x=l} \quad (1.16)$$

Šeit $f(at-x)$ – nosaka garenvirziena vilni, kas izplatās pa stieni ar ātrumu a pozitīvajā virzienā,

$f(at+x)$ – nosaka garenvirziena vilni, kas izplatās pa stieni ar ātrumu a negatīvajā virzienā.

Izmantojot uzdevuma sākotnējus nosacījumus, sanāk:

$$ml[f''(at-l) - f''(at+l)] = +[f'(at-l) + f'(at+l)] \quad (1.17)$$

Šeit f – funkcija, kas nosaka viļņu raksturu. Šī funkcija tiek veidota, saistot tās vērtības viļņu izplatīšanas attāluma blakus-intervālos. Pēc $f(z)$ noteikšanas ($z = at+x$, x – koordināte stieņa garenvirzienā), var pilnīgi izpētīt deformēta stieņa SDS, izmantojot (1.15).

Viļņu teorijas pielietošana divu cilindrisko stieņu garentrieciena analīzei dod kontakta spēka laika funkcijas izteiksmi (1.18):

$$P(t) = \begin{cases} -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{t^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2} \cdot \frac{(k_1 + k_2)}{k(k_1 k_2)S} \cdot \frac{t^3}{3!} + \dots \right] & (0 < t < 2\alpha) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{t^{\frac{3}{2}} - 3(t - 2\alpha)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2} \cdot \frac{k_1 + k_2}{k(k_1 k_2)S} \times \frac{t^3 - 4(t - 2\alpha)^3}{3!} + \dots \right] & (2\alpha < t < 4\alpha) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{t^{\frac{3}{2}} - 3(t - 2\alpha)^{\frac{3}{2}} + \frac{9}{4}(t - 4\alpha)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2} \cdot \frac{k_1 + k_2}{k(k_1 k_2)S} \cdot \frac{t^3 - 4(t - 2\alpha)^3 + 8(t - 4\alpha)^3}{3!} + \dots \right] & (4\alpha < t < 6\alpha) \end{cases} \quad (1.18)$$

Guka likums kombinācijā ar $f(z)$ un $P(t)$ izteiksmēm dod galīgo formulu spriegumu noteikšanai:

$$\sigma = \begin{cases} 0 & (0 < t < \alpha - \xi) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{(t - \alpha + \xi)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2k} \cdot \frac{(k_1 + k_2)}{(k_1 k_2)S} \cdot \frac{(t - \alpha + \xi)^3}{3!} + \dots \right] & (\alpha - \xi < t < \alpha + \xi); \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{(t - \alpha + \xi)^{\frac{3}{2}} - (t - \alpha - \xi)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2k} \cdot \frac{(k_1 + k_2)}{(k_2 k_1)S} \cdot \frac{(t - \alpha + \xi)^3 - (t - \alpha - \xi)^3}{3!} + \dots \right] & (\alpha + \xi < t < 2\alpha) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{(t - \alpha + \xi)^{\frac{3}{2}} - (t - \alpha - \xi)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2k} \cdot \frac{k_1 + k_2}{(k_1 k_2)S} \cdot \frac{(t - \alpha + \xi)^3 - (t - \alpha - \xi)^3}{3!} + \dots \right] & (2\alpha < t < 3\alpha - \xi) \end{cases} \quad (1.19)$$

$$\text{kur: } \xi = \frac{x}{a_1},$$

$$\alpha = \frac{l_1}{a_1},$$

S – stieņa šķērsriezuma laukums,

$$k_1 = \frac{E_1}{a_1},$$

$$k_2 = \frac{E_2}{a_2},$$

k – Herca kontakta koeficients,

a_1, a_2 – trieciena viļņu izplatīšanas ātrums, respektīvi pirmajā un otrajā stienī,

l_1 – pirmā stieņa garums.

Kompozīta materiālu attīstība un to plašā ieviešana tehnikā devusi grūdienu trieciena teorijas straujai attīstībai, pirmkārt, sakarā ar neviendabīgo slāņoto konstrukciju īpašībām. No otrās puses, milzīgais skaitļošanas tehnikas progress padarīja par iespējamu daudzu teorētisko pieeju praktisku realizāciju.

Tā, piemērām, balstoties uz Herca teorijas un ņemot vērā kompozīta struktūru, tika iegūtās izteiksmes kontakta laukuma lielam un mazam asīm, maksimālai deformācijai kontakta zonā un maksimālam virsmas spiedienam:

$$\frac{a}{m} = \frac{b}{r} = \left[\left(\frac{3\pi}{2} \right) (k_1' + k_2') C_R (n')^{2/5} \left(\frac{5v^2}{4M} \right)^{3/5} \right]^{1/3}, \quad (1.20)$$

$$\alpha_1 = (5v^2 / 4Mn')^{2/5}, \quad (1.21)$$

$$q_0 = \frac{1}{\pi^{4/3}} \left\{ \frac{\left(\frac{3}{2\pi} \right)^{1/3} (n')^{2/15}}{mr[(k_1' + k_2') C_R]^{2/3}} \left(\frac{5v^2}{4M} \right)^{1/5} \right\} \quad (1.22)$$

Lielumi k_1' un k_2' atspoguļo triecienķermeņa un mērķa fizikālmehānisko raksturlielumu ietekmi. Izotropiskam triecienķermenim:

$$k_1' = (1 - \nu_1^2) / \pi E_1 \quad (1.23)$$

kur E_1, ν_1 – Junga modulis un Puasona koeficients triecienķermenim.

Ja mērķis ir izgatavots no transversāli-izotropiska materiāla, tad ar Konveja iegūto rezultātu palīdzību, var dabūt sekojošo izteiksmi priekš k_2' :

$$k_2' = \frac{\sqrt{A_{22}} \left[\left(\sqrt{A_{11} A_{22}} + G_{zr} \right)^2 - (A_{12} + G_{zr})^2 \right]^{1/2}}{2\pi \sqrt{G_{zr}} (A_{11} A_{12} - A_{12}^2)} \quad (1.24)$$

$$\text{kur: } A_{11} = E_z (1 - \nu_r) \beta, \quad A_{22} = \left[E_r \beta (1 - \nu_{zr}^2 \delta) / (1 + \nu_r) \right], \quad (1.25)$$

$$A_{12} = E_r \nu_{zr} \beta, \quad \beta = 1 / (1 - \nu_r - 2\nu_{zr}^2 \delta), \quad \delta = E_r / E_z$$

E, G un ν – Junga modulis, bīdes modulis un Puasona koeficients mērķim;

r un z – respektīvi radiālais un vertikālais (trieciena) virziens.

Mērķa raksturlielumiem slāņu plaknē ir vājā ietekme uz k_2' . Tādejādi attiecību (1.24) var pielietot kā pirmo tuvinājumu materiāla vispārējās ortotropijas gadījumam, izmantojot,

piemērām, mīnēto raksturlielumu vidējas vērtības (E_r, ν_r). Parametru k_2' dotajam materiālam ar ortotropiju var tāpat noteikt eksperimentāli no statistiskās iespēšanas izmēģinājumiem. No izotropiska materiāla izgatavotam sfēriskam indentoram ($R_{Im}=R_{IM}=R_I$), un plakanam mērķim ($R_{2m}=R_{2M}=R_\infty$), $C_R = R_I/2$ un $s = 8$, attiecībā pret k_2' atrisināta izteiksme dod:

$$k_2' = \frac{4}{3\pi P} (\alpha^3 R_1)^{1/2} - \frac{1 - \nu_1^2}{\pi E_1} \quad (1.26)$$

kur α – deformācijas funkcija.

Teorijas izstrādāšanas gala posms ir sagrūšanas formu, kuras paradās kompozīta mērķī trieciena inducēta virsmas spiediena izraisīto iekšējo spriegumu ietekmē, kā arī sagrūšanas attīstības rakstura noteikšana. To var izdarīt, pielietojot tam piemērotus sagrūšanas kritērijus. Tie dalās divās grupās:

- a) uz maksimāliem spriegumiem vai deformācijām balstītie sagrūšanas kritēriji;
- b) sagrūšanas kritēriji, kas ņem vērā spriegumu mijiedarbību.

Pēdējā laikā ir parādījusies virkne dažādo bezizmēra kritēriju (Tsai-Vu, Čang, Hofman, Hašin, Pak, utt.) kurus to autori piedāvā izmantot kompozīta bojājumu rakstura, izmēru un attīstības noskaidrošanai. Neskatoties uz zināmo progresu, kas sasniegts šajā jomā, minētiem kritērijiem piemīt vismaz viens no diviem trūkumiem:

- bojājuma veida identifikācijas un tā bīstamības pakāpes noskaidrošanas strikti ierobežotas iespējas;
- iespēju paplašināšana rada nepieciešamību pēc daudziem izejas papilddatiem, kuri praktiski nekad nav pieejami pilnā apjomā, tādejādi padarot šī kritērija praktisku pielietojumu par problemātisku vai pat neiespējamu.

Tādēļ adekvātas pieejas trieciena parādības un ar to saistīto bojājumu modelēšanai izstrādāšana joprojām paliek aktuālā.

Plaša mēroga pētījumi atzīmētā virzienā turpinās arī mūsdienās. To rezultātu apkopošana ļauj izdalīt būtiskākus secinājumus, ko izdarījuši izanalizēto literatūras avotu autori:

- 1) Zema ātruma trieciena robežās daudzslāņu paneļa izlieci var uzskatīt par pietuvināto kvazistatiskām procesam, kur var tikt izmantoti elastīgas sistēmas modeļa koncentrētie parametri.

- 2) Doto modeļu datu ticamība ir stipri atkarīga no triecienķermeņa masas attiecības pret daudzslāņu paneļa efektīgu masu. Kad masu attiecība ir samērā liela, vietējo lieces stingrumu var neņemt vērā un paneļa reakcijas uz trieciena iedarbību novērtējumam var tikt

izmantots atsperu-masas modelis. Ja masu attiecība ir maza, tad tikai vienīgi modāla superpozīcija var precīzi novērtēt daudzslāņu paneļa dinamisko reakciju.

3) Daudzslāņu paneļa trieciena bojājums var būt skaitliski modelēts, pamatojoties uz daudzslāņu paneļa materiāla deformācijas piemērota modeļa izvēli. Kaut gan, daudzslāņu paneļa paliekošs iespiedums ir atkarīgs no kontakta spēka, ko nosaka paneļa izmēri un masa, kā arī trieciena enerģija.

4) Kvazistatiskie modeļi var būt izmantoti reakcijas uz zema ātruma triecienu noteikšanai.

Vairāku pētījumu rezultāti apstiprina kvazistatiskās modelēšanas iespējamību zema ātruma trieciena seku no PKM izveidotos konstrukciju elementos novērtēšanai.

Trieciena parādības pētījumu cits nozīmīgais virziens saistīts ar kompozīta konstrukciju prettrieciena izturības paaugstināšanu. Kompozīta struktūru triecienizturība var būt uzlabota uz enerģijas absorbcijas rēķina ar slāņoto apšuvju starpā iekļautiem putuplasta vai šūnu serdēm. To priekšrocība – augsta lieces stingruma pakāpe attiecībā pret svāra vienību. Viegla putuplasta serdes paredz stingrāka ārējās loksnes materiāla izvietojumu tālāk no neitrālas ass, kur tiek palielināta pretestība lieces slodzei. Bet tāda apvienojuma vāja vieta ir sadales robeža starp ārējo loksni un serdeni. Tā ir jutīga pret noslāņojumiem un tai ir ierobežota stiprība, tāpēc ka tajā nav serdeņa un apvalku pārsegumu. Vienā no izanalizētiem darbiem divu apšuvumu un serdeņa savienojuma pastiprināšanai piedāvāta stepējuma izmantošana. Šāds pastiprinājums:

a) nodrošina labu saiti starp daudzslāņu komponentiem;

b) pastiprina pievilkšanu starp kodolu un segumu; nozīmīgi palielina stingrumu un kritisku lieces spriegumu, serdeņa bīdes stiprību un stiprības robežu spiedē slāņiem perpendikulārā virzienā.

Ir manāma interese pret inovatīvajiem daudzfunkcionālajiem daudzslāņu kompozītiem, kuri saglabā nestspēju pēc trieciena. Putuplasta stiegrošana ar saistvielu (tapām) ir viens no tāda veida virzieniem, kuram ir transversāla stingruma un izturības palielināšanas potenciāls, salīdzinot ar vienkāršiem daudzslāņu kompozītiem. Pētījumi rada, ka putuplasta serdeni ar iekļautam daļiņām parāda lielāku stiprību spiedē un ārpus plaknes stingrumu, nekā šūnu konstrukcijas. Savukārt, šūnu struktūru trieciena izturības paaugstināšanai, tajos piedāvāts iekļaut viskoelastīgo (piemēram gumijas) pildījumu, kas var absorbēt un izkliedēt enerģiju, tādā veidā panākdams slāpēšanas efektu. Šādu struktūru izmēģinājumu rezultāti liecina ka:

- a) daudzslāņu panelim ar gumijas pildījumu ir īsāks reakcijas laiks, nekā vienkāršiem kompozītiem;
- b) daudzslāņu paneļu ar gumijas pildījumu rimšanas ātrumi bija 1.5÷2.5 reizēs lielāki, nekā vienkāršiem daudzslāņu paneļiem;
- c) kompozīta paneļu ar šūnu gumijas pildījumu trieciena bojājuma platības izrādījās mazākas, nekā tradicionālam šūnu paneļiem $[0/90]_{4s}$, $[0/45/-45/90]_{2s}$ un $[45/-45]_{4s}$ respektīvi par 20, 17.7 un 33%.

Mūsdienās liela uzmanība tiek veltīta daudzslāņu kompozīta struktūru, kas tiek izmantoti bruņotā tehnikā, t.i. transportlīdzekļu aizsardzībai, ballistikās pretestības pētīšanai. Pētnieku izdarītie pamatsecinājumi ir sekojoši:

1) Pēcavārijas analīzes, kas ietver sevī paneļa pāršķelšanu, radīja, ka bruņotiem paneļiem ar telpisko savīto pārklājumu ir augstākā ballistikā efektivitāte, nekā tas ir primārajiem divdimensiju paneļiem; bojājuma zona lielākoties ir simetriskā, attiecībā pret perpendikulāru paneļa virsmai kontakta punktā; paneļiem ar telpisko pārklājumu ir kontrolējamāka plaisāšana un zemāka caursišanas pakāpe trāpīšanas gadījumā.

2) Noslāņojumu vairākumam 3D bruņotā kompozīta panelī ir šķērsvirziena orientācija visā paneļa garumā. Dēļ tā, ka pamata un šķērsdiegu šķiedras pēc savas dabas nav savītas, katrs atsevišķais plāns slānis efektīvi darbojas, kā austeris tīkls iespaiduma apturēšanai un ļauj kinētiskai enerģijai absorbēties, galvenokārt, starpslāņu noslāņojuma ceļā. Noslāņojuma pakāpe 3D bruņotos kompozīta paneļos samazinās matricas virsmas blīvumam palielinoties. Tas ir iespējams, pateicoties plānam matricas slāņa biezumam, kas var efektīvi palielināt šķēluma inerces momentu un samazināt rezultējošu izlieci un bīdes spriegumus, kas darbojas perpendikulāri apvalka virsmai.

Turpina strauji attīstīties kompozīta struktūru modelēšanas un aprēķina perspektīvu metožu un metodiku izstrāde. Neskatoties uz sasniegtiem rezultātiem spēja ar skaitliskām metodēm precīzi fiksēt delaminācijas un pārrāvumu tipa bojājumus kompozīta struktūru iekšienē joprojām atrodas agrā attīstības stadijā.

2. ZEMA ĀTRUMA TRIECIENA IZRAISĪTO BOJĀJUMU, IZTURĪBAS UN STINGRUMA PAZEMINĀŠANAS PKM KONSTRUKCIJĀS APRĒĶINA MODEĻU APRAKSTS

Piedāvātas divas pieejas no kompozītmateriāla izgatavotas plates aprēķinam uz zema ātruma triecienu.

Pirmās pieejas pamatā ir iespēšanas procesā notiekošas mērķa virsmas deformācijas precīza modelēšana. Tai ir šādi ierobežojumi:

- 1) Mērķa plate un triecienķermenis ir lineāri elastīgi.
- 2) Trieciena ilgums ir daudz lielāks nekā mērķa pašsvārstību visilgstošākais periods, t.i. tiek pētīts zema ātruma trieciens.
- 3) Trieciens virzīts perpendikulāri mērķa plates virsmai.

Atkarībā no zemā ātruma trieciena enerģijas triecienķermeņa iespaidums materiālā mēdz būt dažāda dziļuma. Pieņemot, ka triecienķermeņa kontakta virsmai ir sfēriskā forma, var uzskatīt, ka mērķa deformētā virsma sastāv no:

- δ_0 dziļuma tieša kontakta zonas;
- sajaukšanās w_0 dziļuma salāgojuma zonas pēc kontakta virsmas nobīdes.

To uzskatāmi ilustrē 2.1. att. paradītā shēma. Tātad, uzdevums ir triecienķermeņa iespaiduma faktiska dziļuma $w_{max (fakt.)} = w_0 + \delta_0$ kā arī tam atbilstoša sprieguma-deformēta stāvokļa kontakta zonas apkārtnē noteikšanā. Triecienķermeņa sfēriskās virsmas rādiusam ir fiksētā vērtība R_m , bet kontakta laukuma rādiusam – mainīgā vērtība R_c . Par t ir apzīmēts no kompozīta izgatavotas mērķa plates biezums.

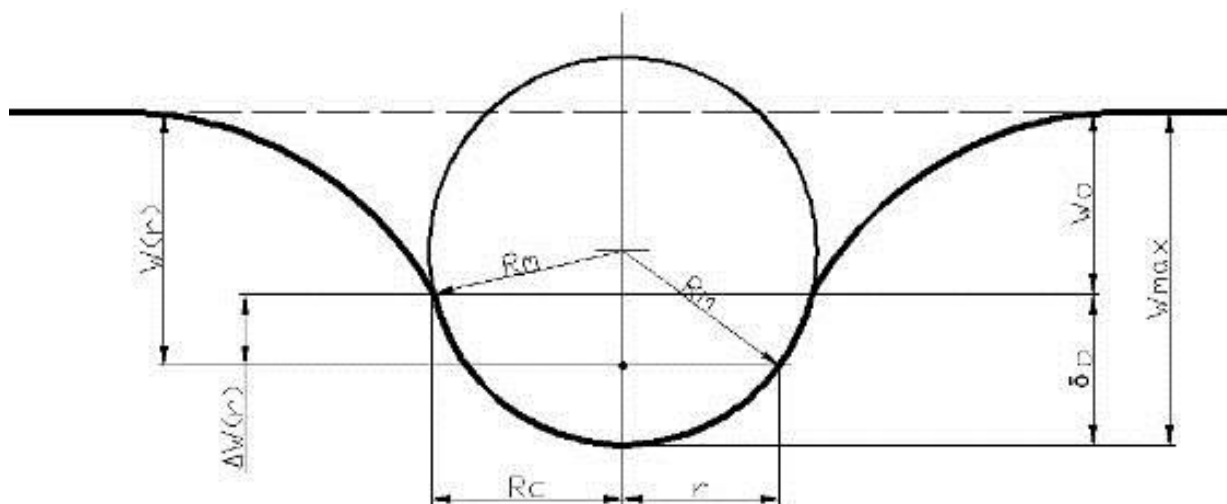
Kā redzams no 2.1. att., tieša kontakta zonas dziļums var būt aprēķināts kā:

$$\delta_0(R_c) = R_m - \sqrt{R_m^2 - R_c^2} \quad (2.1)$$

Deformētas zonas robežas modelēšana balstās uz zemāk izklāstītiem apsvērumiem.

Kontakta zonas virsmā iekļaujas riņķa līniju, kuru centri pieder trieciena asij, neskaitāmais daudzums. Katrai no tām ir noteikts rādiuss $0 \leq r \leq R_c$ un ar to saistītais dziļums:

$$\Delta w(r) = w(r) - w_0 = \sqrt{R_m^2 - r^2} - R_m + \delta_0 \quad (2.2)$$



2.1. att. Kompozīta mērķa deformētas virsmas forma zemā ātruma triecienā ar sfēriskas virsmas triecienķermeni

norēķinot no tieša kontakta un salāgojuma zonu robežas. Savukārt $w(r)$ norēķinās no sākotnējās (nedeformētās) virsmas. Deformētās virsmas projekcija uz simetrijas plakni attēlojas kā taisnlīniju nogriežņu kopums. Jebkura nogriežņa vienādojums r - z koordinātēs:

$$z = k_i r + b_i \quad (2.3)$$

kur:

$$k_i = \frac{\Delta w_i - \Delta w_{i+1}}{r_i - r_{i+1}}, \quad (2.4)$$

$$b_i = \Delta w_i - k r_i \quad (2.5)$$

Tālāk tiek izpildīts no kompozīta izgatavotās mērķa plātes GE aprēķins. Triecienķermeņa pārvietojuma katra iespiešanas intervāla beigās atbilstoša virsmas forma meklējama ar pakāpenisko tuvinājumu metodi. Konverģences kritērijs ir $\sigma_z \rightarrow 0$ punktā ar koordinātām $z = 0$, $R = R_c$ ar precizitāti līdz $\pm 1 \text{ MPa}$. To panāk ar brīva locekļa, kurš viennozīmīgi noteic w_0 lielumu, atbilstošās vērtības atrašanu:

$$b_{i(j)} = w_i - w_{0(j)} - k r_i \quad (2.6)$$

kur j – pakāpeniska tuvinājuma kārtas numurs.

Katram aprēķina gadījumam noteic:

1) Kontaktslodzi, kā triecienķermeņa iespiešanas dziļuma funkciju:

$$P(w) = 2\pi \int_0^{R_c} \sigma_z(r) r dr \quad (2.7)$$

2) Trieciena enerģiju:

$$T = \int_0^{w_{\max}} P dw \quad (2.8)$$

3) Dažādām trieciena enerģijām atbilstošo sagrūšanas zonu robežas uz materiāla sagrūšanas robežspriegumu zināma lieluma un GE aprēķinu rezultātu pamata.

Rezultātā katram aprēķina gadījumam noteic:

a) šķērsriezuma pazaudēto laukumu $S_{zaud.}$, mm²,

b) šķērsriezuma paliekošo darba laukumu, mm²:

$$S_{pal.} = S - S_{zaud.} \quad (2.9)$$

c) atbilstošu izturības pazemināšanu:

$$\bar{P} = \frac{S_{pal.}}{S} \quad (2.10)$$

d) dotas enerģijas trieciena sekām ekvivalentās atveres diametru, mm:

$$d_{ekv} = \frac{S_{zaud.}}{t} \quad (2.11)$$

Ekvivalentas atveres kritērijs ir pielietojams kompozītmateriāla zema ātruma trieciena izraisītās izturības pazemināšanas augšējās robežas novērtējumam.

Trieciena izraisītās izturības pazemināšanas apakšējās robežas novērtējumam iespējams izmantot spriegumu koncentrācijas kritēriju.

Pieņemts, ka vislielākais spriegums pie bojājuma zonas robežas (sprieguma koncentrācija) izplatās uz visa bīstama šķērsriezuma. Šajā gadījumā paliekošās izturības koeficients ir (2.21):

$$\bar{P} = \frac{1}{k} \quad (2.12)$$

$$k = \frac{\sigma_k}{\sigma} \quad (2.13)$$

kur σ_k – koncentrācijas spriegums.

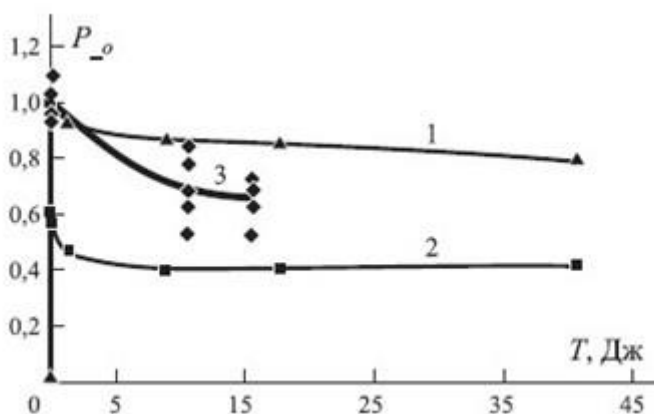
Dotā pieeja ir nosaukta par spriegumu koncentrācijas kritēriju, kas ir pielietojams kompozītmateriāla zema ātruma trieciena izraisītās izturības pazemināšanas apakšējās robežas novērtējumam. No transversāli izotropiska oglekļplasta izgatavotas 2 mm biezuma plates pēc aprakstītas metodikas iegūtie rezultāti ir parādīti 2.1. tabulā.

2.1. tabula

Aprēķinu rezultāti

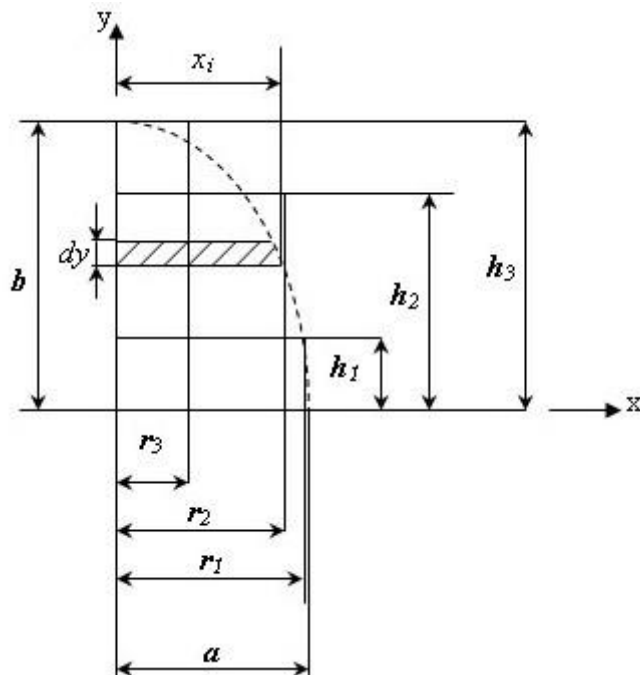
R_c , mm	R_c/t	w_{max} , mm	$\frac{w_{max}}{t}$	T , J	$S_{zaud.}$, mm ²	$S_{atl.}$, mm ²	d_{ekv} , mm	$\bar{P}_{rob_aug.}$	k	$\bar{P}_{rob_apak.}$
0.4	0.2	0.0135	0.0068	0.118	0.201	61.679	0.100	0.997	1.78	0.562
0.8	0.4	0.0742	0.0371	1.316	4.611	57.269	2.306	0.926	2.18	0.46
1.2	0.6	0.1825	0.0913	8.845	8.114	53.765	4.057	0.869	2.53	0,4
1.6	0.8	0.3286	0.1643	17.727	9.064	52.816	4.532	0.854	2.47	0.4
2.0	1.0	0.5568	0.2784	40.740	13.107	48,773	6.554	0.788	2.42	0.4

Paraugu izmēģinājumu rezultāti ļauj apgalvot, ka augstāk aprakstītais aprēķina modelis ir pieņemams zema ātruma trieciena izraisīto bojājumu rezultātā iestājušas izturības pazemināšanas iespējamo robežu definēšanai no PKM izgatavotām konstrukcijām. Skaitliskas modelēšanas un eksperimentu galīgie rezultāti parādīti 2.2. att.



2.2. att. Augšēja $\bar{P}_{rob_aug.}(T)$ un apakšēja $\bar{P}_{rob_apak.}(T)$ materiāla izturības pazemināšanas robežas pēc aprēķinu un eksperimentu rezultātiem: 1 – pēc ekvivalenta atveres kritērija, 2 – pēc spriegumu koncentrācijas kritērija, 3 – pēc eksperimenta rezultātiem

Otra pieeja paredz sakarības „kontaktslodze-kontakta iespiešana” noteikšanu pēc uzdotas trieciena enerģijas, ņemot vērā kontakta virsmas rādiusa pakāpeniskas izmaiņas. Pieņemts, ka kontakta spiediens sadalīts saskaņā ar Herza teoriju, ka parādīts 2.3. att.



2.3. att. Slodzes sadalījums uz kontakta laukuma un tās gaballineārā aproksimācija

Slodzes elipsoīda šķēluma eliptiska līkne aproksimējas ar kāpņveida laužto līniju. Tas dod taisnstūru kopumu ar malām, kuro izmēri r_k un h_k ir nosakāmi no mīnēto taisnstūru un elipses atbilstošo daļu (līklīnējo trapeču) laukumu vienādības nosacījuma. Galīgi k - līklīnijas trapeces laukums:

$$S_k = ab \int_{h_{k-1}}^{h_k} \sqrt{1 - \bar{y}^2} d\bar{y} \quad (2.14)$$

pielīdzinās ekvivalenta taisnstūra laukumam:

$$S_k = r_k h_k \quad (2.15)$$

Tātad, kontakta zona var būt sadalīta n nosacītās daļās ar riņķa līnijām, kuru rādiusi tiek noteikti pēc formulas:

$$\bar{r}_k = \frac{r_k}{a} = \frac{1}{2 \cdot (\bar{h}_k - \bar{h}_{k-1})} \left(\arcsin \bar{h}_k - \arcsin \bar{h}_{k-1} + \bar{h}_k \sqrt{1 - \bar{h}_k^2} - \bar{h}_{k-1} \sqrt{1 - \bar{h}_{k-1}^2} \right) \quad (2.16)$$

kur:

$$\bar{h}_k = \frac{h_k}{b} = \frac{p_k}{p_0}, \quad 1 \leq k \leq n \quad (2.17)$$

Pieņemts sekojošs aprēķina algoritms:

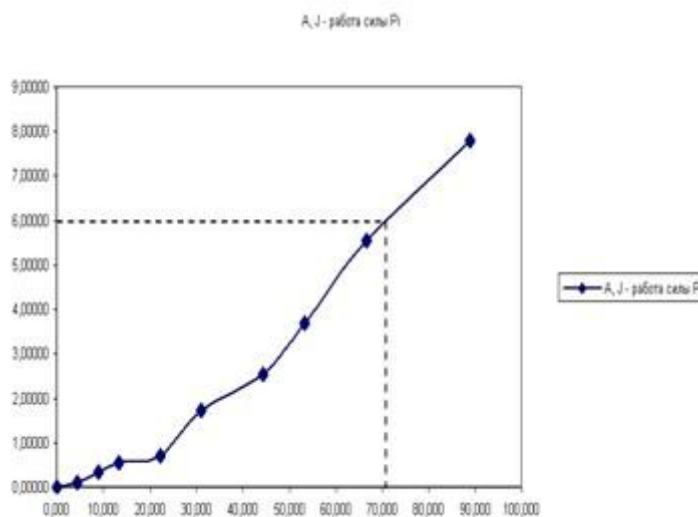
1. Uz dod n dažādi kontaktslodzes lielumi ar kādu intervālu.
2. Katrai kontaktslodzes vērtībai aprēķinā: kontakta zonas ārējo rādiusu, kontakta spiediena lielumu pa objekta simetrijas asi, slodzes kāpņveida sadalījumu.

3. No GE aprēķina katrām iepriekš aprēķinātam kontakta spiediena lielumam noteic kontakta spiediena sadalījumu pēc kontakta zonas rādiusa $p(r)$; virsmas deformāciju trieciena virzienā $w(r)$.

4. Katram aprēķina intervālam noskaidro kontaktslodzes darbu pēc formulas:

$$A_i = A_{i-1} + \frac{1}{2} \int_S \delta p_i \delta w_i dS \quad (2.18)$$

5. Izveido $A(P)$ grafiku, kas parādīts 2.4. att., no kura, pielīdzinot kontaktslodzes darbu zema ātruma trieciena uzdotai enerģijai $A = T$, tiek noteikta šai enerģijai atbilstoša kontaktslodze P_p .



2.4. att. Kontaktslodzes aprēķina lieluma definēšanai (atbilst spiedošam triecienam)

6. Priekš kontaktslodzes P_p noteiktās vērtības izpilda GE aprēķinu.

7. No P_p lielumam atbilstošiem GE aprēķina rezultātiem nosaka:

- tangenciālo spriegumu sadalījumu objektā simetrijas plaknē, saskaņā ar kuru var būt atklāta iespējamās noslāņošanas zona;
- ekvivalento spriegumu sadalījumu tajā pašā plaknē.

Pēc iegūtiem rezultātiem tapāt ir iespējams novērtēt zema ātruma trieciena ietekmi uz materiāla bīdes stingrumu:

1. Uzskatot, ka materiāls zaudē nestspēju zonā, kur ekvivalentie spriegumi trieciena došanas laikā pārsniedz izturības robežu, $\sigma_{ekv} > \sigma_p$, veido bojāta objekta modeli pēc analogijas ar pirmo pieeju.

2. Ar GE metodi noteic izlieci w_p slodzes pielikšanas vietā nebojātam, kā arī zema ātruma triecienam pakļautam objektam, kuri ir noslogoti pēc trīspunktu shēmas.

3. Aprēķinā bīdes stingrumu nebojātam un zema ātruma triecienam pakļautam objektam:

$$D_{66} = \frac{Fc^2}{4w_p} \quad (2.19)$$

kur c – malas garums,

F – kontroles slodze.

4. Noteic bīdes stingruma izmaiņas zema ātruma trieciena ienesta bojājuma rezultātā.

Pārbaudes aprēķins tika izpildīts no transversāli-izotropiska oglekļa-oglekļa kompozīta izgatavotai 2.5 mm biežai kvadrāta platei, kura pakļauta 6 J enerģijas triecienam. Apskatīts gan spiedošs, gan izliecošs trieciena raksturs.

Zemāk tiek doti kontaktslodzes darba aprēķina rezultāti, pie tām 2.2. tabulā – spiedošam triecienam, 2.3. tabulā – izliecošam triecienam.

2.2. tabula

Kontaktslodzes darba aprēķina rezultāti pēc spiedoša trieciena

P , kN	0	4.443	8.886	13.329	22.215	31.101	44.43	53.316	66.645	88.860
A , J	0	0.11	0.347	0.54	0.706	1.729	2.539	3.682	5.534	7.787

2.3. tabula

Kontaktslodzes darba aprēķina rezultāti pēc izliecoša trieciena

P , kN	0	2.051	4.101	6.152	8.202	10.253	12.304	14.354
A , J	0	0.192	0.661	1.662	3.663	3.909	5.716	6.502

Uz šo tabulu datu pamatā tiek saņemti maksimāla kontakta spēka lielumi spiedošam triecienam – $P_p = 71 \text{ kN}$ un izliecošam triecienam – $P_p = 13.25 \text{ kN}$.

Saskaņā ar augstāk aprakstīto pieeju iegūtie vērpes stingruma lielumi pēc trīspunktu shēmas noslogotiem nebojātiem paraugiem un paraugiem ar spiedoša trieciena izraisītiem bojājumiem salikti 2.4. tabulā. Paraugiem ar izliecoša trieciena izraisītiem bojājumiem pētījums netika izpildīts, jo ir konstatēta parauga praktiski pilna sagrūšana pēc izliecoša trieciena ar norādīto enerģiju.

2.4. tabula

Vērpes stingruma lielumi

Trieciena enerģija T , J	6
Kontaktslodze P_p , kN	7.1
Pielikta ārējā slodze F , kN	1
Nebojāta parauga izliece $w_{p(0)}$, mm	11.23
Triecienam pakļauta parauga izliece w_p , mm	15.89
Izejošā parauga stingruma matricas komponenta $D_{66(0)}$, Nm	13.91
Parauga, kas ir pakļauts triecienam stingruma matricas komponenta D_{66} , Nm	9.83
Parauga vērpes stingruma relatīva pazemināšana $\frac{D_{66}}{D_{66(0)}}$	0.7067

3. TRIECIENA IEDARBĪBAS PA KOMPOZĪTA KONSTRUKCIJU IMITĀCIJA UN BOJĀJUMU APRĒĶINS

Iespieduma dziļums pēc trieciena vairākos gadījumos ir vienīgā informācija par pašu triecienu, kas ir piejami konstrukciju ekspluatācijā no kompozītmateriāliem. Šajā sakarā aktuāla būtu iespēja operatīvi novērtēt trieciena radītos bojājumus kompozītmateriālu konstrukcijās, lai noteiktu paliekošo izturību, bojājuma izmērus un dziļumu remonta nepieciešamības un tā rakstura noteikšanai.

Lielākā daļa no pašreiz izmantotās programmatūras un datorsistēmu iesaka iespēju GE aprēķinu īstenošanai, tostarp trieciena ietekme uz kompozītu konstrukcijām, ņemot vērā pakāpenisku progresējošu sagrūšanu, izmantojot dažādus iebūvētus vai lietotāja definētus sagrūšanas kritērijus.

Ir divi veidi, lai atrisinātu minēto problēmu. Pirmais ietver šādas procedūras:

1) Trieciena GE aprēķini: elastīgā izpildījumā un ņemot vērā pakāpenisku sagrūšanu.
2) Kontakta punkta maksimāla pārvietojuma w_{max} un tam atbilstošās kontaktslodzes noteikšana pie pakāpeniskas sagrūšanas P_{kwmax} , kā parādīts 3.1. att.

3) Kontakta punkta pārvietojums $w_{(elast)ekv}$, kas atbilst trieciena elastīga modeļa aprēķina rezultātā noteiktai ekvivalentai kontaktslodzei, kura vienāda reālai, pārvietojuma ekstrēmumam atbilstošai kontaktslodzei: $P_{kelastekv} = P_{kwmax}$.

4) Iespieduma dziļuma aprēķināšana $\Delta_{iesp} = w_{max} - w_{(elast)ekv}$.

5) GE aprēķins konstrukcijām ar trieciena radītiem bojājumiem to paliekošās izturības noteikšanai.

Piedāvātā metode neievēro kontakta atslodzes nelinearitāti (līkne 6, 3.1. att.) un tā dod nedaudz paaugstinātus iespieduma dziļuma izmērus. Šo neprecizitāti var samazināt ievadot

pazeminējošu koeficientu, kas atkarīgs no T/h . Turklāt, noteikt sagrūšanas likumsakarības un to parametrus, kuri adekvāti atainotu mērķa materiāla uzvedību trieciena laikā, bieži ir apgrūtināši.

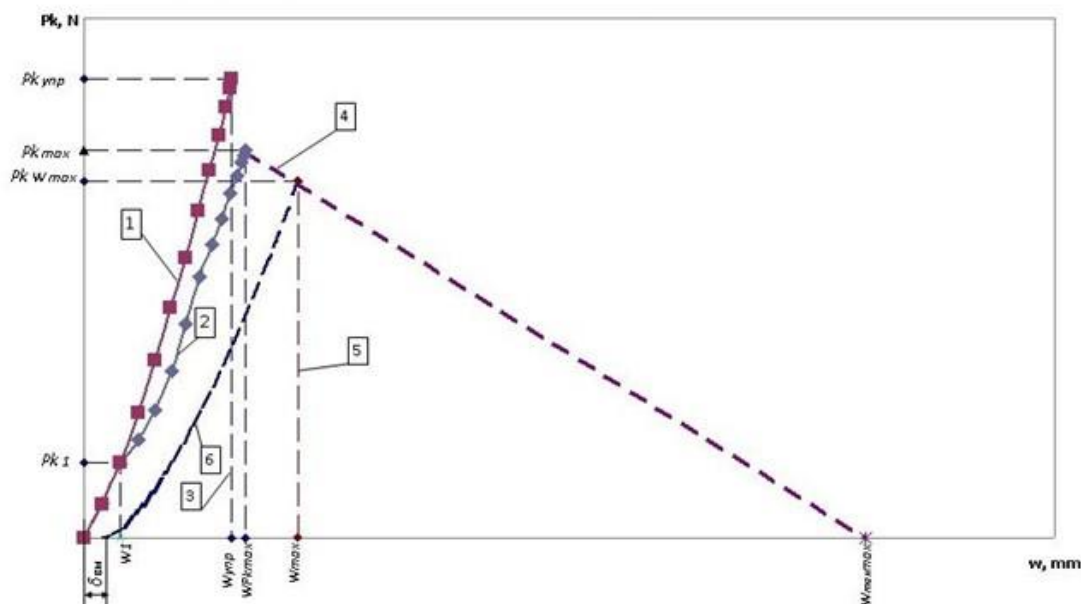
Otrs veids paredz pretēju uzdevuma atrisinājumu: noteikt reālā trieciena raksturlielumus (w_{max} un P_{kwmax}) pēc jau zināmiem GE elastīgās modelēšanas rezultātiem un iespaiduma dziļuma. Šādas idejas pamatā pieņemam, ka parādīts 3.1. att.: a) ar līkni 1, līniju 3, asi w ierobežots laukums vienāds ar laukumu, kas ierobežots ar līkni 2, līnijām 4, 5, asi w (trieciena enerģija); b) absorbētā enerģija (ar līkni 2, līniju 4, līkni 6, asi w ierobežots laukums) tiek noteikta atņemot atlēciena enerģiju (laukums, kas ierobežots ar līkni 6, līniju 5, asi w) no trieciena enerģijas; c) līkni 6 nosaka kontakta atslodzes likums:

$$P_k = P_{kmax} \left(\frac{w_k - \Delta_{iesp.}}{w_{kmax} - \Delta_{iesp.}} \right)^{n_1} \quad (3.1)$$

kur: $n_1 \approx (1.5 \div 2.5)$ – materiāla raksturojums, kas ir noteikts eksperimentāli,

w_k – triecienķermeņa kontakta iespiešanās mērķī.

Šāds lēmums dod iespēju pielāgot degradācijas likuma parametrus mērķa fizikālmehāniskiem raksturlielumiem, modelējot pakāpenisku sagrūšanu. Tas savukārt ļauj palielināt konstrukcijas trieciena bojājuma noteikšanas precizitāti un paliekošo izturību.



3.1. att. Aprēķinātās kontaktslodzes P_k atkarības no vertikālās kontakta punkta pārvietojuma w : 1 – pēc elastīga modeļa; 2, 4, 6 – ņemot vērā pakāpenisku sagrūšanu

Iepriekš aprakstīto pētījumu rezultāti ļauj izdarīt šādus pieņēmumus:

1) Enerģija kas aiziet uz plaisāšanas un noslāņojumu neievēroti maza salīdzinot ar enerģiju, kuru var uzņemt kompozīts, kā arī ar enerģiju, ko uzņem kompozīts pēc kontaktslodzes pazeminājuma sākuma. Tātad, raksturlīknes posms $P_k(w)$ no 0 līdz $P_{k \max}$ aplūkojams kā lineārs un sakrītošs ar līniju 1.

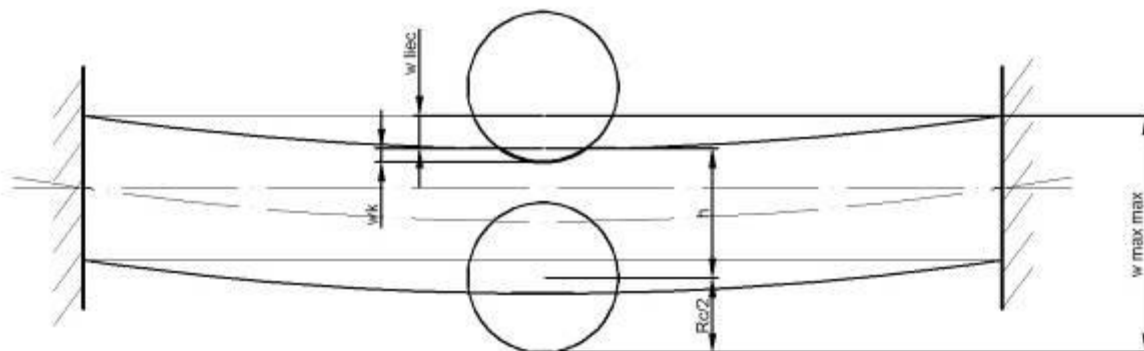
2) Tiek ignorēta kontakta likuma nelinearitāte pie atslodzes.

Pieņemto pieļāvumu korektums ir pamatots ar eksperimentiem.

Metodes ierobežojumi:

Piedāvātā metode sniedz apmierinošus rezultātus slāņainiem plānsienu stiklplasta un oglekļplasta kompozītiem ar epoksīda matricu. Kompozīta biezumam ir jābūt būtiski mazākam nekā triecienķermeņa virsmas greizuma rādiusam kontakta zonā.

Metodes apraksts:



3.2. att. Triecienķermeņa un mērķa pārvietojums

Modelis, kas parādīts 3.2. att. ilustrē triecienķermeņa un mērķa pārvietojumu. Kopējā trieciena gadījumā piesātinājuma enerģija tiek noteikta ar triecienķermeņa maksimāli iespējamu pārvietojumu $w_{\max \max}$ un kontaktslodzes maksimumu $P_{k \max}$.

$$w_{\max \max} = w_{\text{liec}}(P_{k \max}) + R_c + h, \quad (3.2)$$

$$w_{\text{liec}}(P_{k \max}) = w - w_k, \quad (3.3)$$

$$w_k = \left(\frac{P_k}{k} \right)^{1/n} \quad (3.4)$$

kur $n = 1.4 \div 1.5$ – kontakta likuma pakāpes rādītājs:

$$k = \frac{4}{3} \sqrt{R_c} \cdot \frac{1}{\frac{1 - \nu_c^2}{E_c} + \frac{1}{E_{3k}}} \quad (3.5)$$

– kontakta koeficients.

Kompozīta uzņemtā enerģija:

$$D = \int_{W_{(Pk \max)}}^{W_{elast}} P_k dw, \quad (3.6)$$

$$D = 0.5 \left[P_{k \text{ elast}} W_{elast} - P_{k \max} W_{(Pk \max)} \right] \quad (3.7)$$

Uzņemtā enerģija ir aplūkojama kā ekvivalentās lineārās figūras laukums (3.8).

$$D = 0.5 \left[(x_1 y_2 - y_1 x_2) + (x_2 y_3 - y_2 x_3) + (x_3 y_4 - y_3 x_4) + (x_4 y_1 - y_4 x_1) \right] \quad (3.8)$$

kur: $x_1 = W_{(Pk \max)}$; $y_2 = P_{k(w \max)}$; $y_1 = P_{k \max}$; $x_2 = W_{\max}$; $x_3 = \Delta_{iesp.}$; $y_3 = 0$;
 $y_4 = 0$; $x_4 = 0$.

$$D = 0.5 \left[P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} - P_{k \max} W_{\max} - P_{k(w \max)} \Delta_{iesp.} \right] \quad (3.9)$$

3.1. Raksturīgākos trieciena parametrus noteicošo lielumu aprēķins uz enerģijas bilances pamata

Sīkāk aplūkosim slodzes diagrammu, kas ir dota 3.1. att. Ņemot vērā iepriekš izdarītus pieņēmumus, varam apgalvot, ka:

1) Trieciena pārpalikuma enerģija (elastīga modeļa aprēķins) [trapece ar virsotnēm punktos $(W_{(Pk \max)}, P_{k \max})$; (W_{elast}, P_{kelast}) ; $(W_{elast}, 0)$; $(W_{(Pk \max)}, 0)$] ir vienāda ar kompozīta absorbēto enerģiju pie reāla trieciena [trapece, kuras virsotņu koordinātes ir $(0,0)$; $(W_{(Pk \max)}, P_{k \max})$; $(W_{(w \max)}, P_{k(w \max)})$; $(\Delta_{iesp.}, 0)$]. Šo apsvērumu atspoguļo sakarības (3.10-3.11).

2) Trijstūra laukums, kura virsotņu koordinātes ir $(0,0)$; (W_{elast}, P_{kelast}) ; $(W_{elast}, 0)$ ir vienāds trapeces laukumam, kuras virsotņu koordinātes ir $(0,0)$; $(W_{(Pk \max)}, P_{k \max})$; $(W_{(w \max)}, P_{k(w \max)})$; $(W_{(w \max)}, 0)$. Pēc būtības tā ir trieciena enerģijas dažādo izteiksmju pielīdzināšana, ko atspoguļo sakarības (3.12-3.15).

$$-P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} + P_{k \max} W_{\max} + P_{k(w \max)} \Delta_{iesp.} = P_{k \text{ elast.}} W_{elast.} - P_{k \max} W_{(Pk \max)}, \quad (3.10)$$

$$\frac{W_{\max \max} - W_{(Pk \max)}}{W_{\max \max} - W_{\max}} = \frac{P_{k \max}}{P_{k(w \max)}}, \quad (3.11)$$

$$T = 0.5 \left[P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} - P_{k \max} W_{\max} - P_{k(w \max)} W_{\max} \right], \quad (3.12)$$

$$T = 0.5 \left[P_{k \max} W_{\max} + P_{k(w \max)} (W_{\max} - W_{(Pk \max)}) \right], \quad (3.13)$$

$$T = 0.5 \left[W_{\max} (P_{k \max} + P_{k(w \max)}) - P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} \right], \quad (3.14)$$

$$W_{\max} + (\Delta_{iesp.} - W_{(Pk \max)}) \frac{P_{k(w \max)}}{P_{k \max}} = \frac{P_{k \text{ elast.}}}{P_{k \max}} W_{elast.} - W_{(Pk \max)} \quad (3.15)$$

Nākamās vienādības ir izsecinātas no trijstūru līdzības:

3) Trijstūris ar virsotnēm punktos $(0, 0)$; $(w_{(Pk \max)}, P_{k \max})$; $(w_{(Pk \max)}, 0)$ ir līdzīgs trijstūrim ar virsotnēm punktos $(0, 0)$; (w_{elast}, P_{kelast}) ; $(w_{elast}, 0)$, ko atspoguļo sakarības (3.16-3.17).

4) Trijstūris ar virsotnēm punktos $(w_{(Pk \max)}, P_{k \max})$; $(w_{(Pk \max)}, 0)$; $(w_{\max \max}, 0)$ ir līdzīgs trijstūrim ar virsotnēm punktos $(w_{(w \max)}, P_{k(w \max)})$; $(w_{(w \max)}, 0)$; $(w_{\max \max}, 0)$, ko atspoguļo sakarība (3.18).

$$\frac{w_{elast.}}{w_{(Pk \max)}} = \frac{P_{kelast.}}{P_{k \max}}, \quad (3.16)$$

$$w_{\max \max} = w_{(Pk \max)} + R_c + h - \left(\frac{P_{k \max}}{k} \right)^{1/n}, \quad (3.17)$$

$$\frac{R_c + h - \left(\frac{P_{k \max}}{k} \right)^{1/n}}{\left(w_{(Pk \max)} - w_{\max} \right) + \left(R_c + h - \left(\frac{P_{k \max}}{k} \right)^{1/n} \right)} = \frac{P_{k \max}}{P_{k(w \max)}} \quad (3.18)$$

Vienādojumi (3.10, 3.16 un 3.12) pārveidosies (3.19, 3.21, 3.23) attiecīgā veidā:

$$w_{\max} + \left[\Delta_{iesp.} - w_{(Pk \max)} \right] \left[1 + \frac{w_{(Pk \max)} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{kelast.}}{k} \cdot \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \right)^{1/n}} \right] = \frac{w_{elast.}^2 - w_{(Pk \max)}^2}{w_{(Pk \max)}}, \quad (3.19)$$

$$\frac{2T + P_{k(w \max)} w_{(Pk \max)}}{P_{k \max} + P_{k(w \max)}} = w_{\max}, \quad (3.20)$$

$$P_{k \max} = P_{kelast.} \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}}, \quad (3.21)$$

$$P_{k(w \max)} = P_{k \max} \left[1 + \frac{w_{(Pk \max)} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{kelast.}}{k} \cdot \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \right)^{1/n}} \right] = P_{kelast.} \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \left[1 + \frac{w_{(Pk \max)} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{kelast.}}{k} \cdot \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \right)^{1/n}} \right], \quad (3.22)$$

$$w_{\max} = \frac{2T + P_{k \text{ elast.}} \frac{w_{(Pk \text{ max})}^2}{w_{\text{elast.}}}}{P_{k \text{ elast.}} \frac{w_{(Pk \text{ max})}}{w_{\text{elast.}}}} \left[1 + \frac{w_{(Pk \text{ max})} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{k \text{ elast.}} \cdot w_{(Pk \text{ max})}}{k \cdot w_{\text{elast.}}} \right)^{1/n}} \right] \quad (3.23)$$

Vienādojumu sistēmas (3.18, 3.19, 3.21, 3.23) atrisinājums dod $P_{k \text{ max}}$, $P_{k(w \text{ max})}$, w_{\max} , un $w_{(Pk \text{ max})}$ vērtības.

4. KOMPOZĪTA KONSTRUKCIJU AR TRIECIENA BOJĀJUMIEM PALIEKOŠĀ IZTURĪBA

Ir vairākas atšķirīgas metodikas, lai novērtētu triecienu ietekmi uz SDS un paneļu paliekošo izturību:

1) Visvienkāršākā paredz materiāla izņemšanu no konstrukcijas tādā apjomā, kas ir līdzvērtīgs bojājumu zonas apjomam triecienu laikā, kurš savukārt ir novērtēts pēc jebkādiem sagrūšanas kritērijiem. Neatkarīgi no bojājumu rakstura pieņemts, ka viss materiāls dotajā zonā pilnībā zaudē savu nesējspēju. Tālāk tiek novērtēta augšēja un apakšēja konstrukcijas izturības pazemināšanas robežas pēc ekvivalentas atveres kritērija un koncentrācijas kritērija. Šī metode ir aprakstīta 2. nodaļā. Tā dod apmierinošus rezultātus SDS un konstrukcijas ar triecienu bojājumiem paliekošās izturības stiepē novērtēšanai.

2) Cits variants paredz šķiedru pārrāvuma zonas precīzāku noteikšanu katrā slānī pēc šķiedru virziena maksimāla sprieguma kritērija. Pēc tam dota slāņa šķiedru pārrāvuma zonas laukums tiek dalīts ar šķiedru pārrāvuma zonas vislielāko laukumu starp visiem slāņiem. Ar tādu paņēmieni tiek noteikts bojājuma koeficients d_{11} un pēc tam veikts atbilstošs labojums slāņa elastības E_1 modulī. Pie tam matricas plaisāšanās un slāņojuma ietekmi ņem vērā attiecīgi pazeminot moduļus E_2 un G_{12} . Tālāk tiek noteikti apkopotie materiāla fizikālmehāniskie raksturlielumi (FMR) pārrāvuma zonā, kas ir modelējama eliptiska cilindra veidā ar pusasu izmēriem, kas ir vienādi pārrāvuma zonas pusasu izmēriem, kas ir vislielāka visu laukuma slāņu starpā. Tāda pieeja ļauj precīzāk aprēķināt SDS un konstrukcijas ar triecienu bojājumiem paliekošo izturību stiepē un, būtībā, ir pirmās pieejas uzlabotais variants.

3) Trešā pieeja ir pirmās un otrās pieejas tālākā attīstība. Tā paredz daudzu materiāla modeļu radīšanu, tos ieviešot konstrukcijas lokālās zonās pirms atkārtotās noslogošanas. Šādi ievēro FMR degradāciju pēc trieciena. Procedūra paredz konstrukcijas ar trieciena bojājumiem nelineāru statistisku aprēķinu pie uzdotas slodzes. Ar triecienu izraisītie šķiedru pārrāvumi noteic izturību stiepē. Katra noslogojuma gadījumā notiek bojājumu attīstība līdz pat konstrukcijas nesējspējas pilnai zaudēšanai. Bojājumu izplatīšanās slāņos pie stiepes un lieces ņemti vērā progresējošā sagrūšanas modelī, kas realizēts datorlietotāja programpielikumā *ANSYS USERMAT*. Tā mērķis – atļaut lietotājam ieviest noteiktu degradācijas likumu esošajā materiāla modelī. Apakšprogramma pieejama visos elementu integrāciju punktos risinājuma katrā solī. Ieeju parametrus *USERMAT* lietotājs ievada ar speciālu komandu palīdzību.

Katrā slānī bojājumu zonas modelējamas ar ekvivalentiem laukumiem. Pie sadalīšanas uz GE šajās zonās tiek ievadīts materiāls ar pazeminātiem materiāla FMR lielumiem:

$$E_{i(d)} = (1 - d_{ii})E_{ii}, \quad (4.1)$$

$$G_{ij(d)} = (1 - d_{ij})G_{ij} \quad (4.2)$$

kur d_{ii} un d_{ij} – bojājumu parametri.

Bojājumu iniciēšana un to izplatīšana šķiedru stiegrotos kompozītos modelētas ar *ANSYS V14* nelineārā risinātājā iebūvētās procedūras izmantošanu.

4) Ceturtā pieeja dod iespēju ņemt vērā starpslāņu noslāņojumu attīstību slodzes procesā un, tāpat, tas ir īpaši korekts SDS un konstrukcijas ar trieciena bojājumu paliekošās izturības aprēķinam spiedē.

Viena no sagrūšanas procesa īpatnībām spiežot slāņainu paneli ar defektu ir lokālā lode un noslāņojušā slāņa izspiešanās ar tālāku defekta zonas palielināšanos. Ir pieņemts sekojošs algoritms progresējošas sagrūšanas aprēķinam:

1. Noteikta sākotnēja spiedes sprieguma vērtība σ_0 , kad bojājuma parametri $d_{ij}(\sigma_0)$ ($i, j=1, 2$) ir nosākami vienīgi ar bojājumiem pēc trieciena.

2. Materiāla elastības efektīva moduļa noteikšana noslāņojumu zonā ar bojājumu parametru izmantošanu d_{ij} paneļa spiedes sākuma etapā (4.3-4.5):

$$E_{1d} = (1 - d_{11})E_1, \quad (4.3)$$

$$E_{2d} = (1 - d_{22})E_2, \quad (4.4)$$

$$G_d = (1 - d_{12})G \quad (4.5)$$

3. Konstruktijas SDS aprēķins ar koriģētiem elastības raksturlielumiem trieciena bojājumu zonā.

4. Noslāņošanās izplatīšanās nosacījumu pārbaude, pie dotās slodzes, ar sagrūšanas mehānikas enerģētisko kritēriju izmantošanu. Ja šie kritēriji tiek izpildīti kaut vienam noslāņojumam, tad tālāk ir jānosaka tā jaunie izmēri un aprēķins atkārtojas tādām pašām sākumu sprieguma līmenim σ_0 . Pretējā gadījumā spriegums palielinās uz $\Delta\sigma$ pieaudzēšanas lielumu, un aprēķins jāatkārto aizstājot spriegumu σ_0 ar $\sigma_1 = \sigma_0 + \Delta\sigma$.

Šeit ir parādītas galvenās formulas (4.6-4.9), kas ir izmantotas aprēķinos. *K*-slāņa noslāņojušās zonas forma ir paredzama eliptiska ar pusasu garumiem: *a* – garenvirzienā; *b* – šķērsvirzienā. Līdzsvarota noslāņojuma izmēri ir atvasināti no vienādojumiem:

$$G_a(a,b) = \Gamma_a, \quad (4.6)$$

$$G_b(a,b) = \Gamma_b \quad (4.7)$$

kur G_a , G_b – apkopotie spēki, kas virza noslāņojumu gareniskā un šķērseniskā virzienos attiecīgi,

Γ_a , Γ_b – apkopotie pretestības spēki.

Apkopotie spēki ir aprēķināmi ar formulām:

$$G_a = -\partial U / \partial a, \quad (4.8)$$

$$G_b = -\partial U / \partial b, \quad (4.9)$$

$$\Gamma_a = 2\pi\gamma_0 b, \quad (4.10)$$

$$\Gamma_b = 2\pi\gamma_0 a \quad (4.11)$$

kur:

$$U = const - \frac{\pi abh}{2(1-\nu_{12}\nu_{21})} \left[E_1(\varepsilon_1^2 - \varepsilon_{1kr}^2) + 2\nu_{12}E_1(\varepsilon_1\varepsilon_2 - \varepsilon_{1kr}\varepsilon_{2kr}) + E_2(\varepsilon_2^2 - \varepsilon_{2kr}^2) \right] \quad (4.12)$$

– elementa ar noslāņojumu deformācijas enerģija;

γ_0 – saistvielas sagrūšanas stigrība.

Kritisku deformāciju lielumi tiek noteikti pēc šādām sakarībām:

$$\varepsilon_{1kr} = \frac{\left[E_2(a^2 + \nu_{21}b^2)(\varepsilon_1a^2 - \varepsilon_2b^2) + (h/a)^2 H(a,b) \right]}{H_1(a,b)}, \quad (4.13)$$

$$\varepsilon_{2kr} = \frac{\left[E_1(b^2 + \nu_{21}b^2)(\varepsilon_2a^2 - \varepsilon_1b^2) + (h/b)^2 H(a,b) \right]}{H_1(a,b)}, \quad (4.14)$$

Formulās (4.13) un (4.14) ir ievadāmas funkcijas:

$$H(a,b) = 12(1 - \nu_{12}\nu_{21})h^{-3} \left[D_{11}b^4 + \frac{2}{3}(D_{12} + 2D_{66})a^2b^2 + D_{22}a^4 \right], \quad (4.15)$$

$$H_1(a,b) = E_1b^4 + 2\nu_{12}E_1a^2b^2 + E_2a^4 \quad (4.16)$$

kur D_{ij} ir stingruma raksturlielumi noslāņotās zonās.

Tātad, ja k -slānī atklājas $G_a(a,b) > \Gamma_a$ vai $G_b(a,b) > \Gamma_b$, tad atbilstošajam noslāņojuma izmēram ir jāpalielinās. Ir iespējami divi varianti:

a) pie dažiem jauniem noslāņojuma lieluma izmēriem noslāņojuma augšana apstājas, tātad izpildās nosacījumi (4.6) un (4.7); tad šis izmērs ir jauns līdzsvarota noslāņojuma izmērs, kas atbilst dotai spiedes spēka vērtībai;

b) ja noslāņojuma izmērs arvien palielinās un noslāņojums izplatās līdz izpētāmā objekta malām, tad tādu stāvokli var uzskaitīt par galējo no nestspējas izsmelšanas viedokļa.

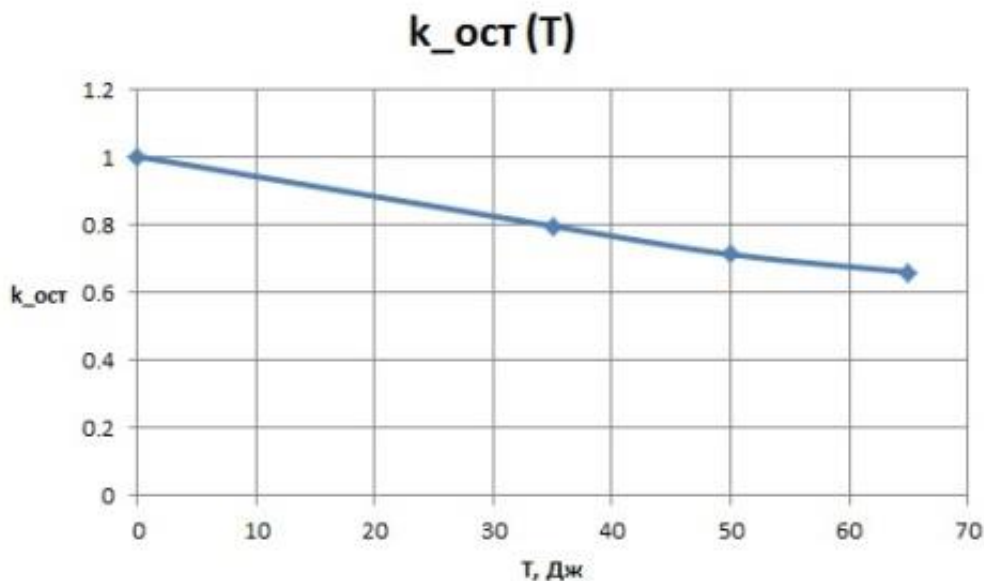
Ar trešās pieejas izmantošanu tika izdarīts ar T-veida stringeru pastiprināta kompozīta apšuves posma ar trieciena bojājumu lieces aprēķins. Līdzās sākuma materiāla modelim veidojas trīs bojāta materiāla modeļi ar pazeminātiem FMR. GE modelī katrā slānī veidojas atbilstošo izmēru zonas, kurās elementiem piešķir materiālus ar atbilstošām FMR pazemināšanas pakāpēm. *ANSYS APDL* ir izstrādāta programma *macros*, kas realizē *USERMAT* pieeju.

Tabulā 4.1. salikti un 4.1. att. ir parādīti aplūkojamās konstrukcijas ar dažādo enerģiju triecienu bojājumiem lieces aprēķinu rezultāti.

4.1. tabula

Aprēķinu rezultāti

Trieciena enerģija T, J	Sagrūšanas spriegumi liecē, MPa	Paliekošas izturības koeficients
0	707	1
35	559	0.79
50	502	0.71
65	467	0.66



4.1. att. Aprēķinu rezultāti

Paliekošas spiedes izturības aprēķins tika izdarīts trīslaidumu pastiprinātam kompozīta panelim pēc trieciena ar $140 J$ lielo enerģiju stringeru starpposma vidū. Tām tika izmantota ceturrtā pieeja. Tas realizācijai *MATLAB* vidē ir uzrakstīta speciālā programma. Pēc aprēķina datiem paneļa paliekošas izturības koeficients:

$$k_{paliēk} = \frac{\sigma_{1c(lim)}}{\sigma_{1c}} = \frac{377.5}{736} = 0.51 \quad (4.17)$$

Attiecībā pret paneļa vispārējās lodzes kritiskā sprieguma lielumu $\sigma_{1l} = 539.7 MPa$, izturības pazemināšanas koeficients ir:

$$k_{paliēk(1l)} = \frac{\sigma_{1c(lim)}}{\sigma_{1l}} = \frac{377.5}{539.7} = 0.7 \quad (4.18)$$

Pieļaujamā spiedes deformācija bojātām panelim ir $\varepsilon_{1l(lim)} = 0.45\%$.

SECINĀJUMI

1. Tiek apskatīti kontakta mijiedarbības mehānikas metožu un teorijas attīstības un veidošanās etapi zema ātruma trieciena pielikumā, triecienu pa kompozīta konstrukcijām ieskaitot.
2. Konstatēts, ka esošie trieciena bojājumu identifikācijas kritēriji kompozīta konstrukcijās daudzos gadījumos ir grūti realizējami praksē.
3. Izstrādāts un aprobēts elementārs modelis, kas tieši modelē deformētas virsmas formu atkarībā no triecienķermeņa kontakta iespēšanas mērķī pakāpeniskas izmaiņas. Tas modelis

ļauj precīzi atveidot SDS, ievērojot deformētas virsmas formu, trieciena enerģiju un kontaktslodzi. Uz tā rezultātu pamata notiec kompozīta statiskās izturības stiepē augšējo un apakšējo robežu ar atbilstošo kritēriju pielietošanu. Ir noteikts, ka no dota kompozīta materiāla izgatavotai plātnei paliekošas izturības koeficients stiepē atordas diapazonā no 0.4 līdz 0.8. Apskatītam materiālam piesātinājuma enerģijas vērtība sastādīja apmeram 5 J/biezuma mm. Iegūtie eksperimentālie rezultāti iekļaujas nosauktas robežās.

4. Izstrādāts elementārs modelis, kurā pamatā ir zināmas enerģijas zema ātruma trieciena izraisīto SDS un bīdes stingruma izmaiņas aprēķins no PKM izgatavotai platei, sasaistot kontakta laukuma un kontakta spiediena solplotera izmaiņas. Tas ļauj: no vienas puses, noteikt precīzu sakarību starp trieciena enerģiju un kontakta spiedienu; no otras puses, novērtēt bīdes stingruma komponentes D_{66} pazemināšanu, pēc kuras var spriest par konstrukcijas bojājuma pakāpi. Atstiprināts pazīstams fakts: līdzīgos apstākļos kompozīta mērķis pēc izliecoša triecienā tiek bojāts lielākā mērā salīdzinot ar spiedošo triecienu. Tas apstiprina piedāvāta modeļa ticamību. Noteikts, ka bīdes stingruma pazeminašana spiedoša trieciena rezultātā ar enerģiju 2.4 J/kompozīta plātnes biezuma mm lokālā zonā sastāda apmērām 30%, kamēr izliecošs trieciens tādos pašos apstākļos noved pie praktiski 100% stingruma pazeminašanas lokāla zonā. Šī modeļa rezultātus var lietot modelējot progresējošu sagrūšanu triecienā pa reālo kompozīta konstrukciju.

5. Piedāvāta un pamatota līknes „kontaktslodze - kontakta punkta pārvietojums” raksturīgo punktu noteikšanas metode, kas ļauj adekvāti modelēt bojājumu attīstības procesu GE aprēķinā. Tas dod iespēju ievērojami samazināt ieejas parametru daudzumu, kuri nepieciešami kompozītu progresējošas sagrūšanas eksistējošo kritēriju izmantošanai GE aprēķinos. Rezultātā saņemamais konstrukcijas bojājuma stāvoklis dod iespēju iegūt ticamus rezultātus stiprības pazeminašanas noteikšanai statistiska noslogojuma dažādos gadījumos. Izliecoša trieciena gadījumā ar enerģiju 7.55 J/biezuma mm no uzdota kompozīta materiāla izgatavotai plātnei pie iespieduma dziļuma 0.53 mm iegūti sekojošie lielumi: kontakta punkta maksimālam pārvietojumam atbilstoša kontaktslodze $P_{k(w_{\max})} = 30.71944 \text{ kN}$; maksimālā kontaktslodze $P_{k_{\max}} = 31.35005 \text{ kN}$; kontakta punkta maksimālais pārvietojums $w_{\max} = 2.311258 \text{ mm}$; kontakta punkta pārvietojums pie maksimālās kontaktslodzes $w_{Pk_{\max}} = 2.065748 \text{ mm}$.

6. Izstrādātas un notestētas palīg-programmas aprēķinu pilna cikla realizācijai.

7. Izpildīts paliekošās lieces izturības aprēķins no auduma kompozīta izgatavotai ar stringeru pastiprinātai apšuves daļai. Izturības pazeminašana liecē sastāda 34%, bet

piesātinājuma enerģija priekš trieciena apšuves pastiprinājuma vietā – $21.5 J/pievadīta$ biezuma mm.

8. Izpildīts paliekošās spiedes izturības aprēķins trīs-laidumu pastiprinātam kompozīta panelim pēc trieciena ar $9 J/pievadīta$ biezuma mm lielo enerģiju stringeru starpposma vidū. Izturības pazeminašana spiedē sastāda 49% atskaitot no kompozīta izturības robežas tīrā spiedē un 30% atskaitot no lodzes kritiskiem spriegumiem. Pieļaujamā spiedes deformācija bojātām panelim ir $\varepsilon_{1(dim)} = 0.45\%$.

9. Piedāvātas metodes un izstrādātie modeļi tiek pielietoti kompozīta spārna, ka arī spārna mehanizācijas un lidojuma vadības agregātu elementu aprēķinos, kuri tiek izpildīti līgumdarbu ar konstruktoru birojam ietvaros aviācijas rūpniecības nozarē.

PUBLIKĀCIJAS

1. Kuzņecovs S., Pavelko I., Smoļņinovs M. Проблемы ударной прочности при контактном нагружении композитов // Труды шестой Всероссийской конференции «Необратимые процессы в природе и технике», Krievija, Maskava, 26.-28. janvāris, 2011. - 307.-311. lpp.
2. Pavelko I., Pavelko V., Smoļņinovs M. Effect of the Impact Damage to Strength of Fibrous Composite // Proceedings of 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2010), France, Nica, 19.-24. September, 2010. - pp 8.2.2-8.2.2.
3. Pavelko I., Smoļņinovs M. Criterion of Stress Concentration for Evaluation of the Lower Level of Composite Material Strength Loss after a Low-Speed Impact // Proceedings the Fourth World Congress “Aviation in the XXIst Century – Safety in Aviation and Space Technologies”, Ukraine, Kijeva, 21.-23. September, 2010. - pp 13.42-13.46.
4. Pavelko I., Smoļņinovs M. Equivalent Hole as an Evaluation Criterion of a Composite Material Residual Strength after a Low-Speed Impact // Machines, Technologies, Materials: International Virtual Journal for Science, Technics and Innovations for the Industry. - 7. (2010) pp 12-16.
5. Pavelko I., Smoļņinovs M. Analysis of the Impact Damage Effect on the Composite Strength Performance // XVI International Conference “Mechanics of Composite Materials”: Book of Abstracts, Latvija, Jūrmala, 24.-28. maijs, 2010. - 155.-155. lpp.
6. Pavelko I., Pavelko V., Chatys R., Smoļņinovs M. Impact Damage of Long-Fibre Composite and Its Detecting // XVI International Conference “Mechanics of Composite Materials”: Book of Abstracts, Latvia, Jūrmala, 24.May-28. August, 2010. - pp 154-154.
7. Pavelko I., Pavelko V., Smoļņinovs M., Pfeiffer H., Wevers M. Simulation of Impact Damage in a Composite Plate and its Detection // Proceedings of the 6th European COMSOL Conference, Italy, Milan, 10.-12. October, 2012. - pp 1-5.
8. Pavelko I., Kuzņecovs S., Smoļņinovs M. Research of the Contact Strength of Composite Materials // Scientific Proceedings of the Scientific-Technical Union of Mechanical Engineering. - 7/127. (2011) pp 164-166.
9. Pavelko I., Smoļņinovs M. Analysis of the Effect of Impact Damage on the Strength Characteristics of a Composite // Mechanics of Composite Materials. - Vol.47, No.3. (2011) pp 323-334. (žurnāls citēts datubāzēs: SCOPUS, EBSCO u.c.)
10. Igors Pavelko, Maksims Smoļņinovs. Исследование влияния ударного повреждения на прочностные характеристики композита // Механика композитных

материалов. - Vol.47, No.3. (2011) 471.-484. lpp. (žurnāls citēts datubāzēs: SCOPUS, EBSCO u.c.)

11. Pavelko I., Smoļāņinovs M., Žiguns V. Assessment of Spatially-Reinforced Carbon Composites Exfoliation after a Low-Speed Impact // 16th International Conference on Composite Structures (ICCS16), Portugāle, Porto, 28.-30. jūnijs, 2011. - 631.1.-631.2. lpp.

12. Pavelko I., Smoļāņinovs M., Kuzņecovs S. Impact Damages of Composite Material and Study of Their Effect on the Residual Strength of Constructions // 16th International Conference on Composite Structures (ICCS16), Portugāle, Porto, 28.-30. jūnijs, 2011. - 496.1.-496.3. lpp.

13. Pavelko I., Pavelko V., and Smolyaninov M. Impact of composite component of aircraft and its damage // XVI International Conference Mechanics of Composite Materials, Book of Abstracts, May 28 – June 1, 2012 Riga, Latvia, p. 165.

14. Pavelko I., Pavelko V., and Smolyaninov M. Propagation of the ultrasonic guided wave in a composite plate: some results of simulation and test // XVI International Conference Mechanics of Composite Materials, Book of Abstracts, May 28 – June 1, 2012 Riga, Latvia, p. 164.

15. Pavelko I., Smolyaninov M., and Zhigun V. Change in the shear stiffness of 3D-reinforced carbon plastics at a low-velocity impact // XVI International Conference Mechanics of Composite Materials, Book of Abstracts, May 28 – June 1, 2012 Riga, Latvia, p. 166.

16. Igor V. Pavelko and Maxim P. Smolyaninov. Quasistatic approach to evaluation of composite material reaction to a low-speed impact // Proceedings of the International Conference on Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures, Politecnico di Torino, Italy, June 18-20 2012

17. Pavelko I., Smolyaninov M., and Zhigun V. Сдвиговая жесткость, как критерий оценки низкоскоростного ударного воздействия на пространственно-армированные углепластики // XX International Scientific-Technical Conference trans&MOTAUTO'12, Proceedings. 27-29.06.2012, Varna, Bulgaria.

18. S. Varickis, I. Pavelko, M. Smolianinov. Особенности КЭ решения задач остаточной прочности конструкций из ПКМ, поврежденных низкоскоростным ударом // XXI International scientific and technical conference on transport, road-building, agricultural, hoisting&hauling and military technics and technologies 01.- 02.07 2013, Varna, Bulgaria. 83-86 p.p.

CONTENT

INTRODUCTION	43
Problem actuality	43
The purpose of the study	47
Theoretical basis and investigation methods	47
Scientific novelty	47
Practical significance and realization.....	49
The structure of the study.....	49
1. STATE OF THE ART AND DEVELOPMENT OF THE IMPACT THEORY AND ITS APPLICATION TO CALCULATION OF COMPOSITE STRUCTURES	50
2. DESCRIPTION OF COMPUTATIONAL MODELS OF REDUCING THE RESIDUAL STRENGTH AND STIFFNESS OF A DAMAGE PCM STRUCTURE AFTER A LOW SPEED IMPACT	58
3. SIMULATION OF THE IMPACT EFFECT ON A COMPOSTIE STRUCTURE AND CALCULATION OF DAMAGES.....	65
3.1. Calculation of governing impact parameters by using the energy balance method.....	68
4. RESIDUAL STRENGTH OF A COMPOSITE WITH IMPACT DAMAGES.....	70
MAIN CONCLUSIONS	74
LIST OF PUBLICATIONS	76

INTRODUCTION

Problem actuality

The use of polymer composite materials (PCMs) in aviation and space technology is one of the most significant technological achievements. This makes it possible to realize fundamentally new structural solutions, reduce labor and material costs, improve the aerodynamic characteristics of aircraft, and increase the commercial payload capacity.

Despite the undoubted advantages of using PCMs in aircraft designs, until recently, they have been used only in non-load-bearing (lightly loaded) or secondary elements of the airframe.

PCMs, to a much greater extent than metals, suffer from the environmental influence: atmospheric electricity, temperature and humidity of the ambient air, contact with aggressive media (fuel, antifreezes, etc.), solar radiation, and erosion effects.

In addition, during operation, the material is subjected to aging processes accompanied by degradation of its properties.

Usually, thin-walled composite materials are used in structures loaded in the plane, mainly by tension and/or compression. However, the structures under operation can be subjected to some other, not expected types of loading. One of them is impact loading .

The process of emergence and development of damages in PCMs is principally different from the fatigue fracture of metals. Unlike the metal elements which absorb the impact energy through plastic deformation still retaining their strength, in composites, an impact immediately leads to a brittle fracture of the matrix.

Upon an impact, all possible types of partial destruction can arise in the composite. The basic features of impact loading are across-the-plane direction of loading, stress concentration in a small area of the surface, and dynamic impact of the load. As a result, in the impact zone, a continuous nonuniform distribution of the dynamic load is observed, and various forms of complete or partial destruction are possible.

Possible damages in the rigid layers:

- (1) cracking or crumpling of the matrix,
- (2) fracture of fibres, and
- (3) delamination.

Possible damages of the core are

- (1) crumpling and

(2) cracking.

The impact damages of composites are often hardly visible externally, but they can cause various internal damages and lead to a significant reduction in strength.

In this connection, the following two problems arise.

(1) How can we evaluate the impact damage, based on information on the mechanical properties of the material and impact parameters (the mass and speed of a striking body)?

(2) How does the impact damage affect the strength and service life of the structure?

The solution of these problems has been widely discussed in the literature, a detailed review of which is presented in Section I.

Thus, concerning the properties of PCMs, it is necessary and vital to carry out scientific and engineering testing studies with experimental investigations in the conditions most similar to those expected during operation of such structures.

In addition, one of the urgent tasks of the system of technical control of aircraft is an instrumental detection and identification of impact damages.

There exist elementary impact theories based on substantial simplifications of the phenomenon of contact interaction of elastic solid bodies. They provide estimates of the impact force, as well as of dynamic stresses and strains. As initial assumptions, the relations of energy balance and the static solutions of material mechanics for the simplest calculation schemes are employed. The refined elementary impact theories include additionally some basic assumptions about contact interaction (e.g., the Hertz and Timoshenko theories). The importance of elementary theories consists in the fact that they make it possible to see some qualitative regularities and tendencies of impact effects and to obtain rough estimates of the impact itself.

In the middle of the XIX century, H. Hertz highlighted the problem on calculating local stresses arising during a contact interaction between elastic bodies. Having solved the static problem, Hertz expanded the scope of the results obtained to a certain class of problems in the dynamics of elastic bodies, imposing the known additional restrictions on the relative speed of bodies.

The theory establishes a link between the depth of indenter penetration and the force of impact on the assumption that the impact action is local. However, outside the region of local crumpling, the Hertz theory neglects deformations of the colliding bodies. This assumption not always proves to be valid, especially for thin-walled structures. Therefore, it is actual to use approaches which take into account the effect of finite dimensions of a damaged body on the stress state in the impact zone.

The Timoshenko theory is a further development of the Hertz theory. It also takes into account the transverse vibrations caused by an impact of the body moving at a given speed. Relatively recently, attempts were made to evaluate the character of response of composites to an impact by using an exact theoretical analysis and carefully elaborated tests.

Of particular interest for manufacturers of composite structures is the prediction of delamination — a common-type fracture at low- and medium-speed impacts, which can lead to disastrous consequences in aerospace composite structures. The delamination cannot be revealed visually; therefore, it is very difficult to correctly predict the moment and the regions of its possible emergence inside the laminates. In the case of low-speed/low-energy impacts, delamination can occur in different parts of the volume of laminate layer. Especially frequently, this phenomenon arises in the area between the neighboring layers with a highly different orientation of fibres, which leads to a difference in rigidity between these layers. Slower impact actions or strikes over relatively flexible composite laminates result in the formation of delaminations predominantly in lower layers of the structure.

The wide variety of structural schemes of composite materials often requires that their elastic characteristics used as input data of the problem should be known preliminarily.

The accuracy of theoretical approaches to evaluation of the degree of damage of composites at low-speed impact loading depends on the assumptions adopted and on various factors that are very difficult to be defined theoretically. Therefore, in investigating the impact strength of composite materials, experiments play an important role. The experiments examined in the doctoral thesis are based on striking a specimen by a falling weight and determination of the amount of energy ensuring its destruction.

An overview of the literature available revealed the following main directions of investigations in this field.

1. Investigations into the effect of local loads and impact on multilayer panels.
2. Development of various technological ways to improve the impact resistance of multilayer structures.
3. Study of the response of multilayer panels to a ballistic load.
4. Creation of innovative multilayer composites which are multifunctional and retain their load-carrying ability after an impact.
5. Elaboration of promising methods and procedures for simulation and calculation of composite structures.

An objective of numerous studies is to establish the effect of contact loading on the strength of long-fibre composites.

As characteristics of the residual strength, we regarded the fracture stress (absolute value), the relative fracture stress (related to the ultimate strength of a smooth specimen), the critical stress intensity factor, and the correction for a cracking zone. The reference value for comparing the characteristics of the residual strength is the ultimate strength in tension/compression. In examining the PCMs with various fillers and binders on the example of specimens with a notch and an impact damage, with account of moisture saturation and elevated temperature, no variant of a PCM exceeding the other ones in all indices of the residual strength has been revealed. This means that the material should be chosen taking into account the requirements to a certain structural element, for which the given material is selected, the character of external effects, and the possibility of damage in its operation. The strength of a laminated composite material is determined by the mechanical properties of binder, which imposes certain restrictions on the reinforcement scheme of the structural element:

- in zones of great shear forces, the $\pm 45^\circ$ lay-up is suitable;
- as "zero" directions and at 90° , it is expedient to choose directions coinciding with the trajectories of the principal stresses in the zone examined.

To determine a rational "fibre-matrix" composition, experimental investigations into the residual strength of specimens with a notch and impact damage are carried out, taking into account the influence of moisture saturation and elevated testing temperature.

Thus, the important question is the assessment of dimensions of a damage at low-speed impact and its effect on the strength of the composite. A very vital factor in evaluating the stress state is the impact speed. If the impact time exceeds the period of the smallest initial vibration form, the impact can be regarded as low-speed. It is shown that an analysis of the stress state at a low-speed impact can be performed in the form of solution of a static contact problem of the elasticity theory. It can be assumed that such an approach is also correct in the case of a medium-speed impact, if only a small region with the boundary conditions corresponding to the unloaded state is analyzed. Using this approach, an elastic analysis of the stress state under impact was carried out. Dimensionless functions for the impact force, stress tensor, some equivalent stresses, and the calculated energy of elastic strain were derived by the FE method for a typical anisotropic composite.

On the other hand, there exists a modern damage mechanics, an important trend of which is the analysis of impact damage of composites and its effect on their strength. In many applications, the damage mechanics (DM) provides a sufficiently precise description of the phenomenon and allows one to evaluate satisfactorily both the development of damage and

the load-bearing capacity of the structure. However, the DM methods are very complex and difficult to be realized from the technical viewpoint, especially, in the engineering practice. Moreover, the very concept of damage is rather abstract, although it serves as a unified estimate for different types of damages (matrix cracking, delamination, rupture of fibres, etc.). This in turn can lead to inaccuracies or even errors in the interpretation of the results of analysis.

Therefore, there is a certain gap between the elementary theories of impact and impact damage (ID) and the complicated approaches of damage mechanics. This gap requires elaboration of new simplified models for evaluating the ID and residual mechanical properties, primarily the strength of the laminate and the structures made of it. The present study is dedicated to the development of such models.

The Purpose of the Study

The development of simplified models for evaluating the damage of layered composites under a low-speed impact and the influence of this damage on the mechanical characteristics of the composite and thin-walled structural elements.

Theoretical Basis and Investigation Methods

Mechanics of composite materials (CMs), elasticity theory, finite-element method, numerical methods, failure criteria of composites, theory of quasi-equilibrium growth of elliptic delaminations, and testing standards.

Scientific Novelty

In the present thesis, the following models are elaborated and the following methods are suggested.

1. A quasistatic model of low-speed impact (QMLSI) of a thin-walled structural element. Unlike the existing models based on the Hertz theory, the present model allows one to obtain a more realistic pattern of stress and strain distributions in the impact zone at different geometrical parameters and boundary conditions. The model implies an analysis of the gradual penetration of an indenter into a thin-walled structure. It is shown that, for such a structure, the distribution of contact stresses may differ considerably from the case of impact of an indenter on a semi-infinite space, which lies at the basis of Hertz theory. Two limiting cases of simulation of the stress state were considered: the hinged back surface of the plate

(compressive impact) and the clamped edges of the plate (bending impact). The analysis revealed a fundamental difference between these two cases. The criteria for assessing the character of the damage and dimensions of the damaged zone were developed on the basis of energy balance.

2. A model for calculating the maximum contact force according to a given energy of a low-speed impact. It is based on the assumption that all impact energy passes to the work of contact force. This model has been tested for a transversely isotropic PCM. A method for assessing the impact energy and its damaging consequences on the basis of changes in the flexural rigidity of a target is suggested.

3. A method for determining the maximum contact force and corresponding vertical displacement of the contact point, and a method for determining the vertical displacement of the contact point and corresponding contact force by using known values of the impact energy, impact speed, and the depth of residual indentation. The method is based on the energy balance of the process of low-speed impact.

4. A model for estimation of the impact damage (ID) parameters. The model is closely connected with the QMLSI and implies that the following estimates will be obtained for a low-speed impact:

e) dimensions of the crushing zone of brittle material of the matrix based on the generalized strength criteria and evaluations of energy absorption for the formation of the surface of crushed particles;

f) assessment of the onset of failure on the surface opposite to the impact surface;

g) assessment of the depth and dimensions of zones where delamination is most possible;

h) assessment of the level of critical stresses for predicting radial ruptures of the material from the contact point upon penetration of the indenter.

5. A model for evaluating the ID on the residual tensile strength. A model of equivalent aperture and its experimental confirmation. A model for estimating the lower limit strength according to the criterium of maximum equivalent stress in the stress concentration zone. A comparison of the results obtained in computer analysis and experiment.

6. A model of assessment of the influence of ID on the residual bending strength with account of reduced values of physicommechanical characteristics (PMCs) in the local zones of layers and progressive destruction of the fibres.

7. A simplified model for assessing the influence of ID on the residual compressive strength, taking into account progressive delamination.

8. Computer simulation of a low-speed impact damage of thin-walled elements of

composite structures. The method of dimensional analysis. Investigation of the dependence of stresses and strains on the impact speed. It was found that, for each given configuration of the plate and the conditions of its fixation, there is a unified (independent of an impact speed) function of impact force, stresses, or strains from displacements of the indenter. This makes it possible to considerably simplify an analysis of the dynamic stress-strain state (SSS) and the damage assessment.

In the MATLAB, software tools were elaborated with the aim:

- (a) to read out the FE calculation results for the SSS of a composite structure during the impact, as well as to carry out transformation of the generalized stresses in the composite to those in the layers and
- (b) to realize the theory of quasi-equilibrium growth in elliptic delamination for predicting the residual strength of a PCM structure in compression.

In the ANSYS APDL Mechanical, a software tool was created that realizes the mechanism of progressive destruction of fibres for three-point bending of a composite structure, including that with an impact damage.

Experiments confirming the correctness of the method for determining the upper and lower bounds of decay in the strength of a composite damaged by a low-speed impact were carried out.

A device was designed and an experiment was carried out to obtain the characteristics of material resistance upon penetration of an indenter into a plate on a rigid base.

Practical Significance and Realization

The models elaborated are used for calculating elements of the real aircraft structures made of composite materials.

The Structure of the Study

The study consists of Introduction, 4 Sections with Appendices, and Conclusions. In the introduction, the essence of the problem is substantiated, the purposes of the study are stated, and the tasks are formulated. The first section includes an overview of the classical impact theories, and the current state of the impact theory is discussed. The second part presents an analysis of the calculated quasi-static model of impact action. In the third part, the relations between the contact force and displacement of the indenter are analyzed in the quasi-static and dynamic formulations, and a model for estimating impact damage parameters is

described. The fourth section is dedicated to description of models elaborated to estimate the residual strength of a composite structure damaged by an impact.

1. STATE OF THE ART AND DEVELOPMENT OF THE IMPACT THEORY AND ITS APPLICATION TO CALCULATION OF COMPOSITE STRUCTURES

The solution of the contact problem, suggested by Hertz, is actually the first adequate approach which, to a greater or lesser extent, lies at the basis of theories of contact interaction mechanics. The Hertz theory adopts the following assumptions:

- 5) Two unloaded elastic bodies have a contact at some point.
- 6) The surfaces of these bodies in some vicinity of the contact point have certain normal lines and curvature.
- 7) The contact points are elliptic points on the surface of bodies.
- 8) Each body is subjected to the action of a system of active forces leading to a resultant directed along the outer normal to the surface of this body at a contact point with the second body.

For the system of bodies to be in equilibrium under the action of applied active forces and elastic responses distributed over the compression region, the static equilibrium condition:

$$\iint_{(\omega)} p(x, y) d\omega = P \quad (1.1)$$

must be fulfilled.

Here P is the resultant of forces compressing the body;

$p(x, y)$ is the pressure distributed over the compression region ω ;

x and y are directions of coordinate axes in the plane of contact between the bodies.

The shape and location of the contour bounding the compression region are unknown. Since the compression zone is small compared with dimensions of the body surface, it is assumed that the difference between the distribution of local stresses and that of stresses in the elastic half-space with a plane boundary is inessential.

Employing the solution of the problem on equilibrium of an elastic half-space, found by Boussinesq, and using the kinematic conditions of the problem, we have:

$$A \iint_{(\omega)} \frac{p(x', y')}{r} dx' dy' = \alpha - f(x, y) \quad (1.2)$$

where:

x' and y' are coordinates of a certain point belonging to the compression zone;

r is the distance from the point with coordinates x', y', z' to the point with x, y, z .

$$r = \sqrt{(x - x')^2 + (y - y')^2}, \quad (1.3)$$

$$A = v_1 + v_2, \quad (1.4)$$

$$v_1 = \frac{\lambda_1 + 2\mu_1}{4\pi\mu_1(\lambda_1 + \mu_1)}, \quad (1.5)$$

$$v_2 = \frac{\lambda_2 + 2\mu_2}{4\pi\mu_2(\lambda_2 + \mu_2)} \quad (1.6)$$

λ_i and μ_i are Lamé elastic constants for the first and second body, respectively.

Equations (1.1) and (1.2) compose a system of functional equations of the Hertz contact problem. Introducing various assumptions and making some transformations, we come to the pressure distribution over the compression zone:

$$p(x, y) = \frac{3}{2} \frac{P}{\pi a b} \sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2}} \quad (1.7)$$

where a and b are the lengths of ellipse semiaxes.

In accordance with Eq. (1.7), the contour of the compression zone has an elliptical shape. The local compression α is connected with the resultant of compressive forces, or resistance force, by the relationship:

$$\alpha = kP^{\frac{2}{3}} \quad (1.8)$$

where k is the contact coefficient depending on materials of the indenter and target and on the shapes of their surfaces.

The Timoshenko theory introduces into consideration the local deformations of the striking body and beam, combining in this way the most important assumptions of the Saint-Venant and Hertz theories.

According to the Timoshenko theory, we have:

$$s = \alpha + y \quad (1.9)$$

where s is the total displacement of indenter and y is deflection of the target.

In accordance with Newton's second law, when the applied force varies in time,

$$s = v_0 t - \frac{1}{m} \int_0^t \int_0^{t_1} P(t_2) dt_2 dt_1 \quad (1.10)$$

where m is the ratio between indenter and rod masses,

l is the length of the rod,

v_0 is the initial speed of indenter,

t is the process time,
 t_2 and t_1 are time intervals.

The total indenter displacement s satisfies the equation:

$$m_1 \frac{d^2 s}{dt^2} = -P(t) \quad (1.11)$$

where m_1 is the mass of a falling body; the influence of gravity is neglected.

To determine the dynamic deflection of the target, Timoshenko used the differential equation of vibrations of a beam of constant stiffness:

$$EI \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} = -\frac{\gamma F \partial^2 y}{g \partial t^2} + q(x, t) \quad (1.12)$$

Here, EI is stiffness of the beam,

γ is the specific weight of beam material,

F is the cross-sectional area,

$q(x, t)$ is a variable load distributed along the beam length.

Finally, the functional equation of the Timoshenko impact theory has the form:

$$v_0 t - \frac{1}{m_1} \int_0^t \int_0^{t_1} P(t_2) dt_2 dt_1 = k P^{\frac{2}{3}} + \frac{2gl}{\pi^2 \gamma F a} \sum_{m=1}^{\infty} \frac{1}{(2m-1)^2} \int_0^t P(t_1) \sin \frac{\alpha \pi^2 (2m-1)^2}{l^2} (t-t_1) dt_1 \quad (1.13)$$

The equation is solved by successive integration, dividing the time range into smaller intervals.

The wave theory takes into account the vibrations of both colliding bodies, therefore it is more general in comparison with the theories considered earlier. The classic variant of this theory deals with a strike by an absolutely rigid body on the rod with one clamped end. At the basis of this theory lies the differential equation of longitudinal vibrations of the rod:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = a^2 \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \quad (1.14)$$

where u is the longitudinal displacement of points of the rod,

x is the striking direction,

a is the velocity of sound wave propagation along the rod.

Using the relation:

$$u = f(at - x) - f(at + x) \quad (1.15)$$

obtained for the condition at the free end of the rod:

$$m l \left(\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \right)_{x=l} = -a^2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)_{x=l} \quad (1.16)$$

Here, $f(at - x)$ and $f(at + x)$ determine the longitudinal wave propagating along the rod with a velocity a in the positive and negative directions, respectively.

Using the initial conditions of the problem, we obtain:

$$ml[f''(at - l) - f''(at + l)] = +[f'(at - l) + f'(at + l)] \quad (1.17)$$

Here, f is the function defining the character of waves. Šī funkcija tiek veidota, saistot tās vērtības viļņu izplatīšanas attāluma blakus-intervālos. This function is constructed by combining its values on two successive intervals at a distance of wave propagation from the source of disturbance. After determining $f(z)$ ($z = at + x$, x is a coordinate in the longitudinal direction of the rod), it is possible to fully examine the stress-strain state of the rod, using Eq (1.15).

The application of the wave theory to analyzing a longitudinal collision between two cylindrical rods yields an expression of time function of contact force (1.18):

$$P(t) = \begin{cases} -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{t^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2} \cdot \frac{(k_1 + k_2)}{k(k_1 k_2)S} \cdot \frac{t^3}{3!} + \dots \right] & (0 < t < 2\alpha) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{t^{\frac{3}{2}} - 3(t - 2\alpha)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2} \cdot \frac{k_1 + k_2}{k(k_1 k_2)S} \times \frac{t^3 - 4(t - 2\alpha)^3}{3!} + \dots \right] & (2\alpha < t < 4\alpha) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{t^{\frac{3}{2}} - 3(t - 2\alpha)^{\frac{3}{2}} + \frac{9}{4}(t - 4\alpha)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2} \cdot \frac{k_1 + k_2}{k(k_1 k_2)S} \cdot \frac{t^3 - 4(t - 2\alpha)^3 + 8(t - 4\alpha)^3}{3!} + \dots \right] & (4\alpha < t < 6\alpha) \end{cases} \quad (1.18)$$

The combination of Hooke's law and the functions $f(z)$ and $P(t)$ gives the final formula for determining the stresses:

$$\sigma = \begin{cases} 0 & (0 < t < \alpha - \xi) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{(t - \alpha + \xi)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2k} \cdot \frac{(k_1 + k_2)}{(k_1 k_2) S} \cdot \frac{(t - \alpha + \xi)^3}{3!} + \dots \right] & (\alpha - \xi < t < \alpha + \xi); \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{(t - \alpha + \xi)^{\frac{3}{2}} - (t - \alpha - \xi)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2k} \cdot \frac{(k_1 + k_2)}{(k_2 k_1) S} \cdot \frac{(t - \alpha + \xi)^3 - (t - \alpha - \xi)^3}{3!} + \dots \right] & (\alpha + \xi < t < 2\alpha) \\ -\left(\frac{v_1 - v_2}{k}\right)^{\frac{3}{2}} \left[\frac{(t - \alpha + \xi)^{\frac{3}{2}} - (t - \alpha - \xi)^{\frac{3}{2}}}{\Gamma\left(\frac{5}{2}\right)} - \frac{3}{2k} \cdot \frac{k_1 + k_2}{(k_1 k_2) S} \cdot \frac{(t - \alpha + \xi)^3 - (t - \alpha - \xi)^3}{3!} + \dots \right] & (2\alpha < t < 3\alpha - \xi) \end{cases} \quad (1.19)$$

where $\xi = \frac{x}{a_1}$,

$$\alpha = \frac{l_1}{a_1},$$

S is the cross-sectional area of the rod,

$$k_1 = \frac{E_1}{a_1},$$

$$k_2 = \frac{E_2}{a_2},$$

k is the Hertz contact factor,

a_1 and a_2 are the impact wave propagation velocities in the first and second rods, respectively, and,

l_1 is the length of the first rod.

The creation of composite materials and their wide use in engineering practice stimulated the rapid development of the impact theory, primarily, because of the inhomogeneous properties of layered structures. On the other hand, the enormous progress in computational technologies has made it possible to implement many theoretical concepts.

For example, based on the Hertz theory and taking into account the structure of composites, expressions were derived for major and minor axes of the contact area, the maximum deformation in the contact zone, and the maximum surface pressure:

$$\frac{a}{m} = \frac{b}{r} = \left[\left(\frac{3\pi}{2} \right) (k_1 + k_2) (C_R) (n')^{2/5} \left(\frac{5v^2}{4M} \right)^{3/5} \right]^{1/3}, \quad (1.20)$$

$$\alpha_1 = (5\nu^2 / 4Mn')^{2/5}, \quad (1.21)$$

$$q_0 = \frac{1}{\pi^{4/3}} \left\{ \frac{\left(\frac{3}{2\pi} \right)^{1/3} (n')^{2/15}}{mr[(k_1' + k_2')C_R]^{2/3}} \left(\frac{5\nu^2}{4M} \right)^{1/5} \right\} \quad (1.22)$$

The quantities k_1' and k_2' reflect the influence of PMCs of the indenter and target. For an isotropic indenter, we have:

$$k_1' = (1 - \nu_I^2) / \pi E_I \quad (1.23)$$

where E_I and ν_I are the Young's modulus and Poisson ratio of the striker.

If the target is made of a transversely isotropic material, then, using the results obtained by Conway, we can derive the following expression for k_2' :

$$k_2' = \frac{\sqrt{A_{22}} \left[\left(\sqrt{A_{11}A_{22}} + G_{zr} \right)^2 - (A_{12} + G_{zr})^2 \right]^{1/2}}{2\pi \sqrt{G_{zr}} (A_{11}A_{12} - A_{12}^2)} \quad (1.24)$$

$$\text{where: } A_{11} = E_z(1 - \nu_r)\beta, \quad A_{22} = [E_r\beta(1 - \nu_{zr}^2\delta)/(1 + \nu_r)], \quad (1.25)$$

$$A_{12} = E_r\nu_{zr}\beta, \quad \beta = 1/(1 - \nu_r - 2\nu_{zr}^2\delta), \quad \delta = E_r/E_z$$

E , G , and ν are the Young's modulus, shear modulus, and Poisson ratio of the target; r and z are respectively the radial and vertical directions of the strike.

Characteristics of the target in the layer plane weakly affect the value of k_2' . Thus, relation (1.24) can be used as a first approximation for the case of general orthotropy of the material if we use appropriate, say, average, intraplane properties (E_r , ν_r). The parameter k_2' for such an orthotropic material can also be found experimentally from static indentation tests. For a spherical indenter made of an isotropic material ($R_{Im}=R_{IM}=R_I$) and a plane target ($R_{2m}=R_{2M}=R_\infty$), $C_R = R_I/2$ and $s = 8$, we solve the modified equation of Hertz law with respect to k_2' :

$$k_2' = \frac{4}{3\pi P} (\alpha^3 R_I)^{1/2} - \frac{1 - \nu_I^2}{\pi E_I} \quad (1.26)$$

where α is the deformation function.

The final step in constructing the theory is the establishment of failure forms arising in the composite target under the action of internal stresses caused by the surface pressure from the impact, as well as determination of the character of development of various forms of

destruction. This can be done by using suitable failure criteria. They can be divided into two groups:

- (a) failure criteria based on the maximum stresses or strains and
- (b) failure criteria taking into account stress interaction.

Recently, a number of different dimensionless criteria (Tsai-Vu, Čang, Hofman, Hašin, Pak, etc.) appeared, which are meant by their authors for determining the character of a damage, its size, and development. Despite the certain progress achieved in this field, the above-mentioned criteria have at least one of the two drawbacks:

- the identification of the type of damage and determination of the degree of danger are strictly limited;
- the expanded possibilities require knowledge of many additional input data, which practically have never been available in full. This fact makes practical use of these criteria problematic or even impossible.

Thus, elaboration of an adequate approach to simulating the impact phenomena and respective damages is still topical. Extensive investigations in this direction continue to be at the focus of researchers nowadays, too. Examination of the results allows us to highlight significant conclusions made by different authors and reported in the literature:

- (1) Within the low-speed impact, the deflection of a multilayer panel can be assumed to approach a quasi-static process, where concentrated parameters of the model of elastic system can be used.
- (2) The validity of these models considerably depends on the ratio between the indenter mass and the effective mass of a multilayer panel, when the mass ratio is relatively great, the local bending stiffness can be neglected, and the panel response to an impact can be assessed by using a spring-mass model. If the mass ratio is small, then only a modal superposition can be used to evaluate precisely the dynamic response of a multilayer panel.
- (3) An impact damage of a multilayer panel can be simulated numerically by using a thoroughly chosen deformation model of a multilayer panel. However, the residual indentation of a multilayer panel depends on the contact force, which in turn depends on dimensions and mass of the panel, as well as on the impact energy.
- (4) Quasi-static models can be used for predicting the response to a low-speed impact.

The results of many investigations confirm the possibility of a quasi-static simulation for assessing the consequences of a low-speed impact on the elements of PCM structures.

Another important direction in the investigation of impact phenomena is associated with increase in the impact resistance of composite structures. The impact resistance of

composite structures can be improved due to energy absorption by foam or honeycomb cores imbedded between layered skins. Their main advantage is the higher bending stiffness relative to the unit weight. Lightweight foam cores make it possible to locate a more rigid material of face sheets farther from the neutral axis, where the resistance to a bending load increases. However, the weak place of such joints is the interface between the outer skin and the core. It is sensible to delaminations and has a limited strength since it has no overlapping of the core and shells. In one of the analyzed studies, it is suggested to use lockstitches for strengthening the joint between the two skins and the core. Such a strengthening:

- (a) ensures the good connection between multilayer components and
- (b) increases the attraction between the core and the coating; it significantly raises the stiffness and critical bending stress, shear strength of the core, and the ultimate strength in compression perpendicular to the layers.

There is a considerable interest in the creation of innovative multilayer composites because of their versatility and because they retain the load-bearing capacity after an impact. The reinforcement of foams by a binder (pins) is one of such directions prospective in raising the transverse rigidity and strength compared with conventional multilayer composites. Investigations reveal that the foam plastic cores with incorporated particles show a higher compressive strength and out-of-plane stiffness than the cellular structures. In turn, to improve the impact strength of honeycomb structures, it is suggested to introduce into them viscoelastic (e.g., rubber) fillers, which can absorb and dissipate energy, thus achieving the damping effect. Test results of such structures evidence that:

- (a) a sandwich panel with rubber filling has a shorter response time than the conventional composites;
- (b) the damping rates of sandwich panels with a rubber filler are $1.5\div 2.5$ higher than those of traditional multilayer ones;
- (c) the areas of impact damage of composite panels with honeycombs filled with rubber proved to be smaller by 20, 17.7, and 33% than in the case of conventional honeycomb panels $[0/90]_{4s}$, $[0/45/-45/90]_{2s}$, and $[45/-45]_{4s}$, respectively.

At present, much attention is given to investigations into the multilayered composite structures used in armored equipment for protecting military vehicles, i.e., to investigation of the ballistic resistance. The basic findings of the researchers are as follows:

- (1) Postemergency analyses, including dissection of a panel showed that the armored panels with a 3D stranded coating have a higher ballistic efficiency than that of the initial two-dimensional panels; the fracture zone is mostly symmetric with respect to the perpendicular to

a panel surface crossing its damage point, while the panels with a 3D coating have a more controlled cracking and a lesser degree of through penetration upon a hit.

(2) Most of the delaminations inside a 3D-reinforced composite panel are located across the entire length of the panel. Due to the nontwisted nature of warp and weft threads, each individual thin layer acts efficiently as a woven mesh to stop the penetration and allows the kinetic energy to be absorbed mainly through interlayer delamination. The degree of delamination in 3D armored composite panels decreases with increasing surface density of the matrix. This is possible due to the thickness of thin layer of the matrix, which can considerably raise the moment of inertia of cross-section and decrease the resulting bending and shear stresses acting perpendicularly to the surface of the shell.

The creation of methods and advanced techniques for simulation and calculation of composite structures is still in progress. Despite the results obtained, the possibility of an exact determination of damages, such as delaminations and ruptures within a composite structure, by employing numerical methods is still at the early stage of development.

2. DESCRIPTION OF COMPUTATIONAL MODELS OF REDUCING THE RESIDUAL STRENGTH AND

Two approaches for calculation of the low-speed impact on a composite plate are suggested.

The first approach is based on a precise simulation of surface deformations of a target while an indenter falls onto the specimen. This approach has some restrictions, namely

- 4) The target and the striking body (indenter) are linearly elastic.
- 5) The time (duration) of an impact is much greater than the longest period of natural vibrations of the target, i.e., the low-speed impact is examined.
- 6) The strike is directed perpendicularly to the surface of target plate.

Depending on the energy of a low-speed impact, the striking body can penetrate into material at various depths. Assuming that the indenter has a spherical surface, we can consider that the deformed surface of a specimen consists directly of

- the contact zones of depth δ_0 and
- the interfaces of displacing contact surface of depth w_0 .

This is well illustrated by a scheme in Fig. 2.1. Consequently, the problem is to determine the actual, i.e., total depth of penetration of the indenter, $w_{\max} = w_0 + \delta_0$, and the stress state in the vicinity of contact zone. The radius R_m of the spherical surface of indenter is

constant, but the radius R_c of the contact area is variable. The thickness of the composite plate used as a target is designated by t .

As seen from Fig. 2.1, the depth of the contact zone can be calculated as

$$\delta_0(R_c) = R_m - \sqrt{R_m^2 - R_c^2} \quad (2.1)$$

Simulation of the boundaries of deformed zone is based on the considerations discussed below.

The surface of the contact area is an uncountable set of circumferences, whose centers belong to the impact axis. Each of these circumferences has a certain radius $0 \leq r \leq R_c$ and the respective depth

$$\Delta w(r) = w(r) - w_0 = \sqrt{R_m^2 - r^2} - R_m + \delta_0 \quad (2.2)$$

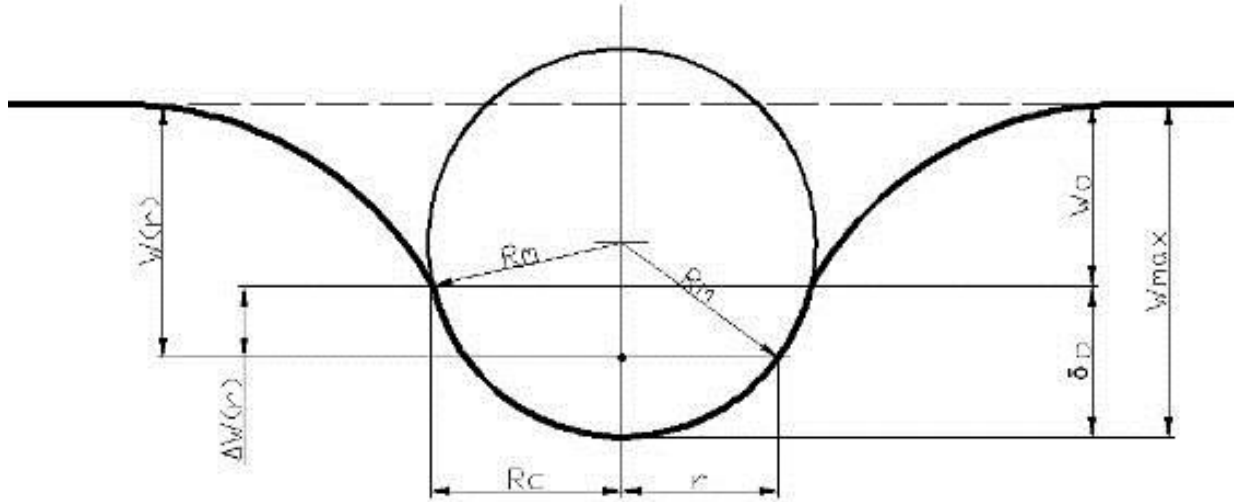


Fig. 2.1. Surface shape of a composite target as a result of a low-speed impact by a spherical indenter

reckoned from the boundary between the contact area and conjugation zone. In turn, $w(r)$ is reckoned from the initial (undeformed) surface. The projection of the deformed surface onto the symmetry plane is presented as a set of straight line segments. The equation of any segment in the coordinates r - z reads

$$z = k_i r + b_i \quad (2.3)$$

where:

$$k_i = \frac{\Delta w_i - \Delta w_{i+1}}{r_i - r_{i+1}}, \quad (2.4)$$

$$b_i = \Delta w_i - k_i r_i \quad (2.5)$$

Further, the finite-element calculation of a composite plate is performed. The shape of its surface, corresponding to the end of an interval of indenter penetration, is determined by the method of successive approximations. The convergence criterion $\sigma_z \rightarrow 0$ at a point with coordinates $z = 0$, $R = R_c$ accurate to $\pm 1 \text{ MPa}$. This is achieved by selecting an appropriate value of the free term which, in turn, uniquely determines the quantity w_0

$$b_{i(j)} = w_i - w_{0(j)} - k r_i \quad (2.6)$$

where j is the number of successive approximation.

For each calculation case, we determine

(1) The impact strength as a function of penetration depth of indenter

$$P(w) = 2\pi \int_0^{R_c} \sigma_z(r) r dr \quad (2.7)$$

(2) The impact energy

$$T = \int_0^{w_{\max}} P dw \quad (2.8)$$

(3) For different values of the impact energy, the corresponding boundaries of the destroyed area are found by using the known value of breaking stress of the material and finite-element calculation results.

As a result, for each calculation case, we determine

(a) the lost cross-sectional area $S_{z_{aud}}$, mm^2 ,

(b) the residual working cross-sectional area, mm^2 :

$$S_{pal} = S - S_{z_{aud}} \quad (2.9)$$

(c) the corresponding decrease in strength:

$$\bar{P} = \frac{S_{pal}}{S} \quad (2.10)$$

(d) the diameter of the aperture equivalent to the impact of given energy, mm:

$$d_{ekv} = \frac{S_{z_{aud}}}{t} \quad (2.11)$$

The criterion of equivalent aperture can be applied to estimating the upper bounds of loss in strength of the composite material from the low-speed impact.

To estimate the lower bounds of strength reduction due to a strike, the stress concentration criterion can be used.

It is assumed that the maximum stress near the boundary of damage zone (stress concentration) is valid over the entire weakened cross section. In this case, the residual strength coefficient is (2.21):

$$\bar{P} = \frac{1}{k} \quad (2.12)$$

$$k = \frac{\sigma_k}{\sigma} \quad (2.13)$$

where σ_k is the stress concentration.

This approach is regarded as the stress concentration criterion, which can be applied to estimating the lower bound of strength loss in the composite material from a low-speed impact. Table 2.1 shows the results obtained by the described technique for a transversely isotropic carbon-fibre-reinforced plate of thickness 2 mm.

Table 2.1. Calculation Results

R_c , mm	R_c/t	w_{max} , mm	$\frac{w_{max}}{t}$	T , J	S_{zaud} , mm ²	S_{atl} , mm ²	d_{ekv} , mm	\bar{P}_{rob_aug}	k	\bar{P}_{rob_apak}
0.4	0.2	0.0135	0.0068	0.118	0.201	61.679	0.100	0.997	1.78	0.562
0.8	0.4	0.0742	0.0371	1.316	4.611	57.269	2.306	0.926	2.18	0.46
1.2	0.6	0.1825	0.0913	8.845	8.114	53.765	4.057	0.869	2.53	0,4
1.6	0.8	0.3286	0.1643	17.727	9.064	52.816	4.532	0.854	2.47	0.4
2.0	1.0	0.5568	0.2784	40.740	13.107	48,773	6.554	0.788	2.42	0.4

The results of testing specimens make it possible to assert that the calculation model described above is acceptable for determining possible limits of strength reduction in the PCM structures as a result of their damage by a low-speed impact. Final results of the numerical simulations and experiments are shown in Fig. 2.2.

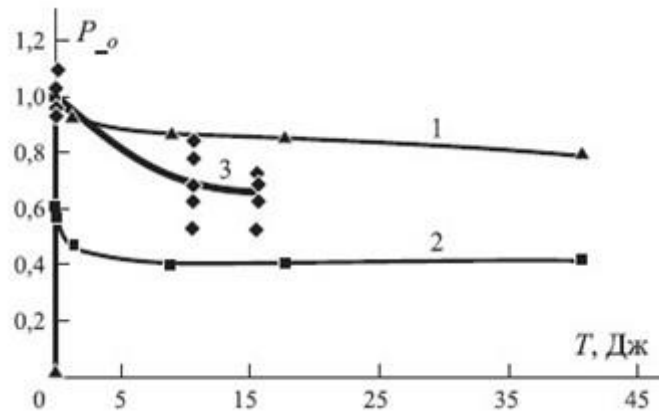


Fig. 2.2. Calculated and experimental upper $\bar{P}_{rob_aug}(T)$ and lower $\bar{P}_{rob_apak}(T)$ bounds of reduction in material strength: 1 — by equivalent aperture criterion, 2 — by stress concentration criterion, and 3 — experimental results

The second approach involves determination of the relation "contact force–contact indentation" by using the given impact energy, taking into account a gradual change in the radius of contact surface. It is assumed that the contact stresses are distributed according to the Hertz theory, as shown in Fig. 2.3.

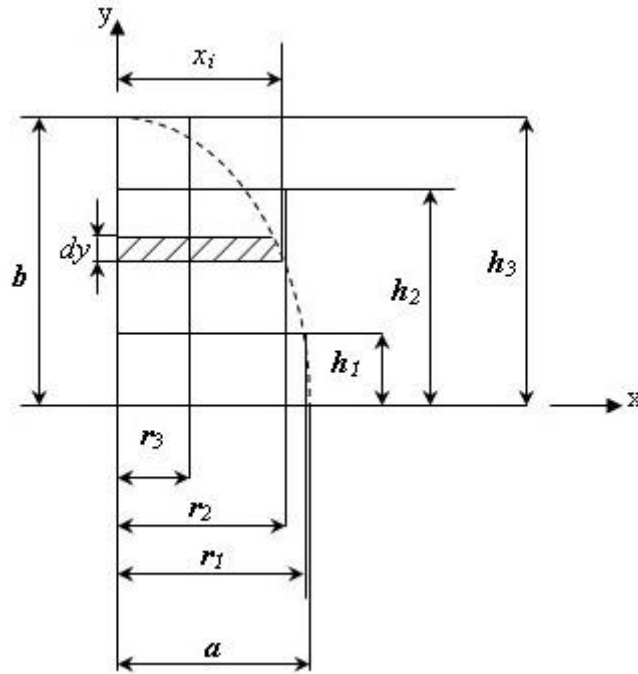


Fig. 2.3. Load distribution over the contact area and its piecewise linear approximation

The elliptic curve of cross section of the ellipsoid of loading is approximated by a piecewise constant line. This gives a set of rectangles with the sides r_k and h_k found from the condition that the areas are equal to the corresponding parts of the ellipse, which represent the family of curvilinear trapezoids. As a result, the area of a k th curvilinear trapezoid

$$S_k = ab \int_{h_{k-1}}^{h_k} \sqrt{1 - \bar{y}^2} d\bar{y} \quad (2.14)$$

is equated to the area of equivalent rectangle

$$S_k = r_k h_k \quad (2.15)$$

Therefore, the contact area can be divided into n conditional parts by circumferences with the radii found from the formula

$$\bar{r}_k = \frac{r_k}{a} = \frac{1}{2 \cdot (\bar{h}_k - \bar{h}_{k-1})} \left(\arcsin \bar{h}_k - \arcsin \bar{h}_{k-1} + \bar{h}_k \sqrt{1 - \bar{h}_k^2} - \bar{h}_{k-1} \sqrt{1 - \bar{h}_{k-1}^2} \right) \quad (2.16)$$

where

$$\bar{h}_k = \frac{h_k}{b} = \frac{p_k}{p_0}, \quad 1 \leq k \leq n \quad (2.17)$$

The following calculation algorithm was adopted.

1. n different contact forces are assigned with some interval.
2. For each value of the contact force, we calculated the outer radius of contact zone, the magnitude of contact pressure along the symmetry axis of the object, and the stepwise distribution of the load.
3. From the results of FE calculations, for each calculation case, for the preliminary calculated value of contact pressure, the distribution of contact pressure over the radius of contact zone, $p(r)$, and the deformation of the surface in the impact direction, $w(r)$, are determined.

4. For each calculation case, the work of contact force is found by the formula

$$A_i = A_{i-1} + \frac{1}{2} \int_S \delta p_i \delta w_i dS \quad (2.18)$$

5. The graph $A(P)$ is plotted, as shown in Fig. 2.4. From this graph, by equating the work of the contact force to the given energy of low-speed impact, $A = T$, the contact force P_p corresponding to this energy is found.

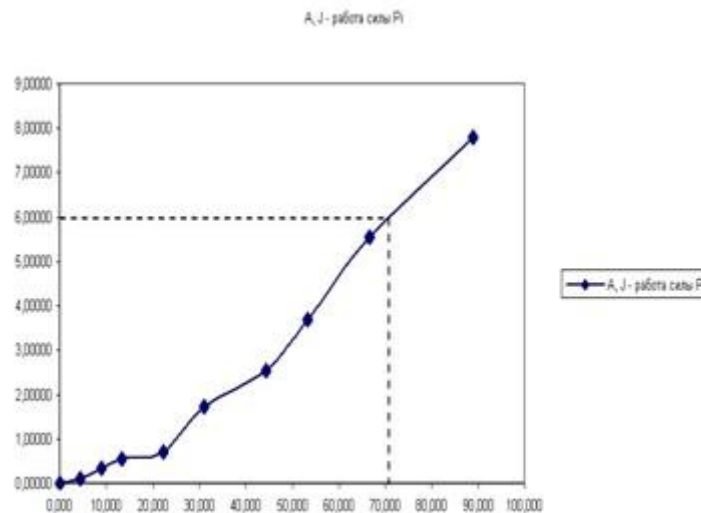


Fig. 2.4. Determination of the calculated value of contact force (corresponding to the compressive impact)

6. For the found value of contact force, the FE calculation is performed.
7. The results of FE calculations for the force P_p are used to determine
 - the distribution of shear stresses in the symmetry plane of the object, according to which the zone of possible delaminations can be detected, and
 - the distribution of equivalent stresses in the same plane.

Thus, according to the results obtained, the effect of a low-speed impact on the shear stiffness of the material can be evaluated as follows.

1. Assuming that the material loses its load-bearing ability in a zone where equivalent stresses during the impact instant exceed the ultimate strength $\sigma_{ekv} > \sigma_p$, a model of the damaged object is created by analogy with the first approach.

2. By using the FE method, the deflection w_p at the point of load application to the objects, undamaged and subjected to a low-speed impact, and loaded by the three-point scheme, is determined.

3. The shear stiffness of the undamaged and impacted objects is calculated as:

$$D_{66} = \frac{Fc^2}{4w_p} \quad (2.19)$$

where c is the side length and F is the test load.

4. The variation in shear stiffness occurring as a result of damage caused by a low-speed impact is found. The verifying calculation was carried out for a transversely isotropic carbon-carbon composite square plate of thickness 2.5 mm subjected to an impact of energy 6 J. Both compressive and bending impacts were considered.

The results of calculating the work of contact force are given in Table 2.2 for a compressive impact and in Table 2.3 for a bending impact.

Table 2.2. Calculation Results of the Work of Contact Force after a Compressive Impact

P , kN	0	4.443	8.886	13.329	22.215	31.101	44.43	53.316	66.645	88860
A , J	0	0.11	0.347	0.54	0.706	1.729	2.539	3.682	5.534	7.787

Table 2.3. Calculation Results of the Work of Contact Force after a Bending Impact

P , kN	0	2.051	4.101	6.152	8.202	10.253	12.304	14.354
A , J	0	0.192	0.661	1.662	3.663	3.909	5.716	6.502

Based on data of these tables, values of the maximum contact force were obtained: 71 kN for the compressive impact and 13.25 kN for the bending one.

The values of torsional rigidity obtained according to the above-described approach for intact and damaged specimens caused by a compressive strike and loaded by the three-point scheme are shown in Table 2.4. Specimens damaged by a bending impact were not investigated since, as was stated, these specimens failed practically completely after a bending impact of given energy.

Table 2.4. Values of Torsional Stiffness

Impact energy T , J	6
Contact force P_p , kN	7.1
Applied external load F , kN	1
Bending of intact specimen $w_{p(0)}$, mm	11.23
Bending of damaged specimen w_p , mm	15.89
Component of stiffness matrix of initial specimen $D_{66(0)}$, Nm	13.91
Component of stiffness matrix of impacted specimen D_{66} , Nm	9.83
Relative reduction in torsional stiffness of specimen $\frac{D_{66}}{D_{66(0)}}$	0.7067

3. SIMULATION OF THE IMPACT EFFECT ON A COMPOSITE STRUCTURE AND CALCULATION OF DAMAGES

In many cases, the depth of a dent after a strike is the only information about the impact which is known in operation of the composite structure. In this connection, it is topical to quickly identify damages emerging in composite structures for determining the residual strength of the structure, as well as dimensions and depth of the damage, so that to assess the necessity and the character of possible repair works.

Most of the presently available programs and computational systems make it possible to perform FE calculations, including the impact effect on composite structures, with account of gradual progressive destruction, by using various built-in or user-defined failure criteria.

There are two methods to solve this problem. The first contains the following procedures.

- (1) FE calculations of the impact: in the elastic formulation (realization) and with account of gradual destruction.
- (2) Determination of the maximum displacement of contact point w_{max} and the corresponding contact force P_{kwmax} upon a gradual failure, as shown in Fig. 3.1.
- (3) Displacement of the contact point $w_{(elast)ekv}$, which corresponds to an equivalent contact force determined by calculating the impact according to the elastic model. This force is equal to the real contact force corresponding to the extreme displacement: $P_{kelastekv} = P_{kwmax}$.
- (4) Calculation of depth of the dent: $\Delta_{iesp} = w_{max} - w_{(elast)ekv}$.
- (5) FE calculation of the structures with damages caused by a strike for determining their residual strength.

In the method described, the nonlinearity of the contact curve in unloading (curve 6, Fig. 3.1) is not taken into account, and the method yields slightly overestimated sizes of the depth of indentation. This inaccuracy can be reduced by introducing a reduction factor which depends on T/h . Moreover, it is often difficult to determine the parameters and laws of destruction that would adequately reflect the behaviour of target material.

According to the second method, we need to solve an inverse problem, namely to determine the characteristics of the real impact (w_{max} and $P_{k wmax}$) by using the already known results of elastic FE simulation and the indentation depth. At the basis of this idea, as shown in Fig. 3.1, we assume that (a) the area bounded by curve 1, line 3, and axis w is equal to that bounded by curve 2, line 4, curve 5, and axis w (impact energy), (b) the absorbed energy (the area bounded by curve 2, line 4, curve 6, and axis w) is determined by subtracting the rebound energy (the area between curve 6, line 5, and axis w) from the impact energy, and (c) curve 6 is defined by the law of contact unloading

$$P_k = P_{kmax} \left(\frac{w_k - \Delta_{iesp.}}{w_{kmax} - \Delta_{iesp.}} \right)^{n_l} \quad (3.1)$$

where $n_l \approx (1.5 \div 2.5)$ is the characteristic of the material determined experimentally and w_k is the contact penetration of the striker into the target.

This solution makes it possible to adjust parameters of the degradation law of elastic characteristics of the target in simulating progressive destruction. This, in turn, makes it possible to increase the accuracy of determining the impact damage of the structure and its residual strength.

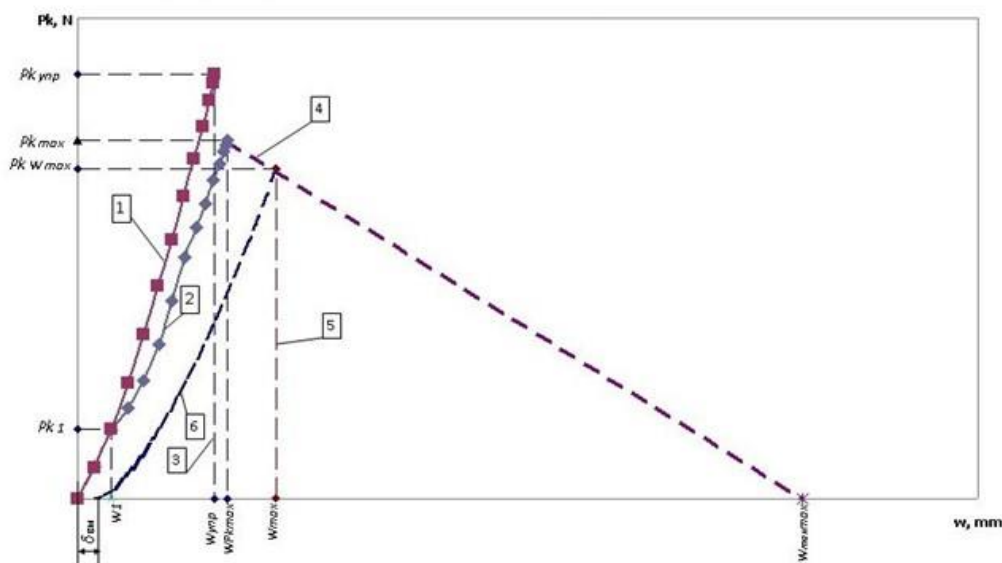


Fig. 3.1. Contact force P_k as a function of the vertical displacement w of contact point according to the elastic model (1) and in view of gradual destruction (2, 4, 6)

For the above-described method, the following assumptions can be accepted.

- (1) The energy spent to cracking and delamination is negligibly small compared with the energy that can be absorbed by a composite, as well as with the energy absorbed by the composite after the beginning of decay in the contact force. Consequently, the section of the characteristic $P_k(w)$ from 0 to $P_{k \max}$ is considered to be linear and coincident with line I .
- (2) Nonlinearity of the law of contact unloading is neglected.

The correctness of this assumption is justified by experiment.

Limitations of the method

The model suggested gives satisfactory results for layered thin-walled glass- and carbon-fibre-reinforced plastics with an epoxy matrix. The thickness of the composite should be considerably smaller than the radius of curvature of indenter surface in the contact zone.

Description of the method

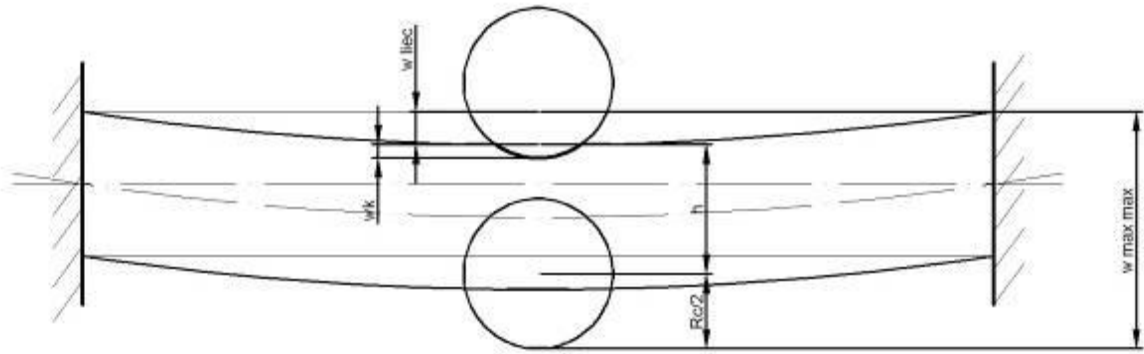


Fig. 3.2. Displacement of the indenter and target

The model shown in Fig. 3.2 illustrates the displacement of an indenter and the target. In the general case of impact, the saturation energy depends on the maximum possible displacement of the indenter, $w_{\max \max}$, and on the maximum contact force, $P_{k \max}$.

$$w_{\max \max} = w_{lic(P_{k \max})} + R_c + h, \quad (3.2)$$

$$w_{lic(P_{k \max})} = w - w_k, \quad (3.3)$$

$$w_k = \left(\frac{P_k}{k} \right)^{1/n} \quad (3.4)$$

where $n = 1.4 \div 1.5$ is an exponent of the contact law

$$k = \frac{4}{3} \sqrt{R_c} \cdot \frac{1}{\frac{1 - \nu_c^2}{E_c} + \frac{1}{E_{3k}}} \quad (3.5)$$

is the contact coefficient.

The absorbed energy of the composite is given by

$$D = \int_{W_{(Pk \max)}}^{W_{elast}} P_k dw, \quad (3.6)$$

$$D = 0.5 \left[P_{k \text{ elast}} W_{elast} - P_{k \max} W_{(Pk \max)} \right] \quad (3.7)$$

The absorbed energy is regarded as the area of an equivalent linear figure (3.8).

$$D = 0.5 \left[(x_1 y_2 - y_1 x_2) + (x_2 y_3 - y_2 x_3) + (x_3 y_4 - y_3 x_4) + (x_4 y_1 - y_4 x_1) \right] \quad (3.8)$$

where $x_1 = W_{(Pk \max)}$; $y_2 = P_{k(w \max)}$; $y_1 = P_{k \max}$; $x_2 = W_{\max}$; $x_3 = \Delta_{iesp.}$; $y_3 = 0$;

$y_4 = 0$; $x_4 = 0$.

$$D = 0.5 \left[P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} - P_{k \max} W_{\max} - P_{k(w \max)} \Delta_{iesp.} \right] \quad (3.9)$$

3.1. Calculation of governing impact parameters by using the energy balance method

Let us consider in detail the diagram depicted in Fig. 3.1. Taking into account the assumptions adopted previously, we assume the following.

(1) The excessive impact energy (elastic calculation) [a trapezoid with vertices at the points $(W_{(Pk \max)}, P_{k \max})$, (W_{elast}, P_{kelast}) , $(W_{elast}, 0)$, and $(W_{(Pk \max)}, 0)$] is equal to the energy absorbed by the composite upon the real impact (a trapezoid with the vertices in coordinates $(0, 0)$, $(W_{(Pk \max)}, P_{k \max})$, $(W_{(max)}, P_{k(w \max)})$, and $(\Delta_{iesp.}, 0)$). This concept is reflected in relations (3.10)-(3.11).

(2) The area of a triangle formed by vertices at the points $(0, 0)$, (W_{elast}, P_{kelast}) , and $(W_{elast}, 0)$ is equal to the area of a trapezoid formed by vertices at the points $(0, 0)$, $(W_{(Pk \max)}, P_{k \max})$, $(W_{(max)}, P_{k(w \max)})$, and $(W_{(max)}, 0)$. In fact, this is the equalisation of various expressions of impact energy as shown in relations (3.12)-(3.15).

$$-P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} + P_{k \max} W_{\max} + P_{k(w \max)} \Delta_{iesp.} = P_{k \text{ elast}} W_{elast} - P_{k \max} W_{(Pk \max)}, \quad (3.10)$$

$$\frac{W_{\max \max} - W_{(Pk \max)}}{W_{\max \max} - W_{\max}} = \frac{P_{k \max}}{P_{k(w \max)}}, \quad (3.11)$$

$$T = 0.5 \left[P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} - P_{k \max} W_{\max} - P_{k(w \max)} W_{\max} \right], \quad (3.12)$$

$$T = 0.5 \left[P_{k \max} W_{\max} + P_{k(w \max)} (W_{\max} - W_{(Pk \max)}) \right], \quad (3.13)$$

$$T = 0.5 \left[W_{\max} (P_{k \max} + P_{k(w \max)}) - P_{k(w \max)} W_{(Pk \max)} \right], \quad (3.14)$$

$$w_{\max} + \left(\Delta_{iesp.} - w_{(Pk \max)} \right) \frac{P_{k(w \max)}}{P_{k \max}} = \frac{P_{k \text{ elast.}}}{P_{k \max}} w_{elast.} - w_{(Pk \max)} \quad (3.15)$$

The following equalities are derived from the similarity of triangles.

(3) The triangle with vertices at the points $(0, 0)$, $(w_{(Pk \max)}, P_{k \max})$, and $(w_{(Pk \max)}, 0)$ is similar to that with the vertices at $(0, 0)$, $(w_{elast.}, P_{k \text{ elast.}})$, and $(w_{elast.}, 0)$, as given by Eqs. (3.16)-(3.17).

(4) The triangle with the vertices at $(w_{(Pk \max)}, P_{k \max})$, $(w_{(Pk \max)}, 0)$, and $(w_{\max \max}, 0)$ is similar to that with the vertices at $(w_{(w \max)}, P_{k(w \max)})$, $(w_{(w \max)}, 0)$, and $(w_{\max \max}, 0)$, as shown by relation (3.18).

$$\frac{w_{elast.}}{w_{(Pk \max)}} = \frac{P_{k \text{ elast.}}}{P_{k \max}}, \quad (3.16)$$

$$w_{\max \max} = w_{(Pk \max)} + R_c + h - \left(\frac{P_{k \max}}{k} \right)^{1/n}, \quad (3.17)$$

$$\frac{R_c + h - \left(\frac{P_{k \max}}{k} \right)^{1/n}}{\left(w_{(Pk \max)} - w_{\max} \right) + \left(R_c + h - \left(\frac{P_{k \max}}{k} \right)^{1/n} \right)} = \frac{P_{k \max}}{P_{k(w \max)}} \quad (3.18)$$

Equations (3.10), (3.16), and (3.12) are transformed to form (3.19), (3.21), and (3.23), respectively:

$$w_{\max} + \left[\Delta_{iesp.} - w_{(Pk \max)} \right] \left[1 + \frac{w_{(Pk \max)} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{k \text{ elast.}}}{k} \cdot \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \right)^{1/n}} \right] = \frac{w_{elast.}^2 - w_{(Pk \max)}^2}{w_{(Pk \max)}}, \quad (3.19)$$

$$\frac{2T + P_{k(w \max)} w_{(Pk \max)}}{P_{k \max} + P_{k(w \max)}} = w_{\max}, \quad (3.20)$$

$$P_{k \max} = P_{k \text{ elast.}} \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}}, \quad (3.21)$$

$$P_{k(w \max)} = P_{k \max} \left[1 + \frac{w_{(Pk \max)} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{k \text{ elast.}}}{k} \cdot \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \right)^{1/n}} \right] = P_{k \text{ elast.}} \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \left[1 + \frac{w_{(Pk \max)} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{k \text{ elast.}}}{k} \cdot \frac{w_{(Pk \max)}}{w_{elast.}} \right)^{1/n}} \right], \quad (3.22)$$

$$w_{\max} = \frac{2T + P_{k \text{ elast.}} \frac{w_{(Pk \text{ max})}^2}{w_{\text{elast.}}} \left[1 + \frac{w_{(Pk \text{ max})} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{k \text{ elast.}} \cdot w_{(Pk \text{ max})}}{k \cdot w_{\text{elast.}}} \right)^{1/n}} \right]}{P_{k \text{ elast.}} \frac{w_{(Pk \text{ max})}}{w_{\text{elast.}}} \left\{ 1 + \left[1 + \frac{w_{(Pk \text{ max})} - w_{\max}}{R_c + h - \left(\frac{P_{k \text{ elast.}} \cdot w_{(Pk \text{ max})}}{k \cdot w_{\text{elast.}}} \right)^{1/n}} \right] \right\}} \quad (3.23)$$

Solution of the systems of equations (3.18), (3.19), (3.21), and (3.23) yields the values of $P_{k \text{ max}}$, $P_{k(w \text{ max})}$, w_{\max} , and $w_{(Pk \text{ max})}$.

4. RESIDUAL STRENGTH OF A COMPOSITE WITH IMPACT

Different methods exist for evaluating the effect of impact damage on the stress-strain state (SSS) and residual strength of the panel:

- (1) The simplest technique implies that the material in an amount equivalent to the volume of impacted zone, estimated by a certain generalized criterion, is removed from the structure. Regardless of the character of damage, it is presumed that all material in this zone has completely lost its load-carrying capacity. Further, the upper and lower bounds of decrease in the structure strength are estimated according to the equivalent-aperture and concentration criteria, as described in Section 2. This approach yields satisfactory results in estimating the SSS and residual strength of a structure with an impact damage in tension.
- (2) Another variant deals with a more accurate determination of fibre fracture zones in each layer using the criterion of maximum stress in the fibre direction. Then, the area of the fibre fracture zone of the given layer is divided into the largest area of fracture zones in the layers. Thus, the damage factor d_{11} is determined and the corresponding correction is introduced into the elastic modulus E_i of the layer. In this case, the influence of matrix cracking and delaminations is taken into account by decrease in the moduli E_2 and G_{12} , respectively. Further, we determine the generalized physicommechanical characteristics (FMCs) of the material in a fibre breakage zone modeled in the form of an elliptical cylinder with dimensions of its semi-axes equal to those of the fracture zone with the largest area. This approach allows a more accurate calculation of the SSS and residual strength of the structure with a tensile impact damage and, in fact, is an improved version of the first approach.

(3) The third approach is a further development of the first and second ones. It involves the creation of multiple material models introduced into local zones of the structure before repeated loading. In this way, the degradation of PMCs after impact is taken into account. The procedure includes a static nonlinear calculation of the structure with impact defects subjected to the given type of loading. The impact-caused breaks in fibres affect the tensile strength. At each loading step, damages continue to develop until a complete exhaustion of the load-bearing capacity of the structure is achieved. The propagation of damages in the fibres in tension and bending is considered by a model of progressive destruction realized in the ANSYS USERMAT software. Its purpose is to allow the user to enter a certain degradation law in the existing model of material. The subprogram is executed at all integration points of the elements, in each solution step. Input parameters for the USERMAT are given by the user via special commands.

The damage zones in each layer are simulated by equivalent areas. Upon division of these zones into finite elements, the material with reduced PMCs is specified

$$E_{i(d)} = (1 - d_{ii})E_{ii}, \quad (4.1)$$

$$G_{ij(d)} = (1 - d_{ij})G_{ij} \quad (4.2)$$

where d_{ii} and d_{ij} are damage parameters.

The initiation and propagation of damages in fibre-reinforced composites are simulated by using an integrated nonlinear-solution procedure in the ANSYS V14.

(4) The fourth approach makes it possible to account for development of interlayer delaminations in the process of loading; therefore, it is most accurate to be used in calculating the SSS and residual strength of structures with a compressive impact damage.

A particular feature of the fracture process in compression of a layered panel with a defect is the local buckling and bulging of the exfoliated layer accompanied by a growth of the defected zone. The following algorithm is adopted for account of progressive destruction.

5. To determine the initial compressive stress σ_0 when the damage parameters $d_{ij}(\sigma_0)$ ($i, j=1, 2$) depend only on the after-impact defects.

6. To find the effective modulus of the material in the region of delaminations with the use of damage parameters d_{ij} at the initial stage of plate compression (4.3)-(4.5)

$$E_{1d} = (1 - d_{11})E_1, \quad (4.3)$$

$$E_{2d} = (1 - d_{22})E_2, \quad (4.4)$$

$$G_d = (1 - d_{12})G \quad (4.5)$$

7. To calculate the stress-strain state of the structure with corrected elastic characteristics in the impact-damaged zone.

8. To verify the limit propagation conditions of delamination under a given load using the energy criteria of fracture mechanics. If these criteria are valid for at least one delamination, its new dimensions must be determined, and the calculation must be repeated for the same initial stress level σ_0 . Otherwise, the stress increases by an increment value $\Delta\sigma$ and the calculation has to be repeated after the stress σ_0 is replaced by $\sigma_1 = \sigma_0 + \Delta\sigma$.

Here, we present only the basic formulas (4.6)-(4.9) used in the calculations. It is assumed that the shape of the separated zone of a k th layer is elliptic, with semiaxes lengths a and b in the longitudinal and transverse directions, respectively. The equilibrium delamination sizes are found from the equations

:

$$G_a(a,b) = \Gamma_a, \quad (4.6)$$

$$G_b(a,b) = \Gamma_b \quad (4.7)$$

where G_a and G_b are the generalized forces advancing delamination in the longitudinal and transverse directions, respectively; Γ_a and Γ_b are the generalized resistance forces.

The generalized forces are calculated by the formulas

$$G_a = -\partial U / \partial a, \quad (4.8)$$

$$G_b = -\partial U / \partial b, \quad (4.9)$$

$$\Gamma_a = 2\pi\gamma_0 b, \quad (4.10)$$

$$\Gamma_b = 2\pi\gamma_0 a \quad (4.11)$$

where

$$U = const - \frac{\pi abh}{2(1-\nu_{12}\nu_{21})} \left[E_1(\varepsilon_1^2 - \varepsilon_{1kr}^2) + 2\nu_{12}E_1(\varepsilon_1\varepsilon_2 - \varepsilon_{1kr}^2\varepsilon_{2kr}^2) + E_2(\varepsilon_2^2 - \varepsilon_{2kr}^2) \right] \quad (4.12)$$

is the strain energy of an element with delamination; γ_0 is the fracture toughness of the binder.

The critical strains are determined by the following relations

$$\varepsilon_{1kr} = \frac{\left[E_2(a^2 + \nu_{21}b^2)(\varepsilon_1 a^2 - \varepsilon_2 b^2) + (h/a)^2 H(a,b) \right]}{H_1(a,b)}, \quad (4.13)$$

$$\varepsilon_{2kr} = \frac{\left[E_1(b^2 + \nu_{21}b^2)(\varepsilon_2a^2 - \varepsilon_1b^2) + (h/b)^2 H(a,b) \right]}{H_1(a,b)}, \quad (4.14)$$

In Eqs. (4.13) and (4.14), the functions

$$H(a,b) = 12(1 - \nu_{12}\nu_{21})h^{-3} \left[D_{11}b^4 + \frac{2}{3}(D_{12} + 2D_{66})a^2b^2 + D_{22}a^4 \right], \quad (4.15)$$

$$H_1(a,b) = E_1b^4 + 2\nu_{12}E_1a^2b^2 + E_2a^4 \quad (4.16)$$

are introduced, with D_{ij} as stiffness characteristics in the delamination zones.

Thus, if in the k -th layer, we have $G_a(a,b) > \Gamma_a$ or $G_b(a,b) > \Gamma_b$, the corresponding size of delamination is expected to increase. Two variants are possible here:

- c) at some new value of delamination size, its growth stops, i.e., the conditions (4.6) and (4.7) are satisfied; then, this size is the equilibrium dimension of delamination for the given compressive force;
- d) if the size of delamination continues to increase and the delamination zone extends to the boundaries of the object surface examined, such a state can be considered limiting from the viewpoint of exhaustion of the load-bearing capacity.

The third approach was applied to calculate the residual strength in bending of a part of covering, reinforced by a T-shaped stringer, with impact defects. Along with the model of initial material, three models of a damaged material with reduced PMCs are created. In each layer of the FE model, zones of respective sizes are formed, whose elements are made of materials with appropriate degrees of reduction of the PMCs. Within the framework of *ANSYS APDL*, a *macro* was created for realization of the *USERMAT* approach.

Table 4.1 and Figure 4.1 demonstrate the calculation results for bending damages of the examined structure for different values of impact energy.

Table 4.1. Calculation Results

Impact energy T, J	Destructive bending stresses, MPa	Residual strength coefficient
0	707	1
35	559	0.79
50	502	0.71
65	467	0.66

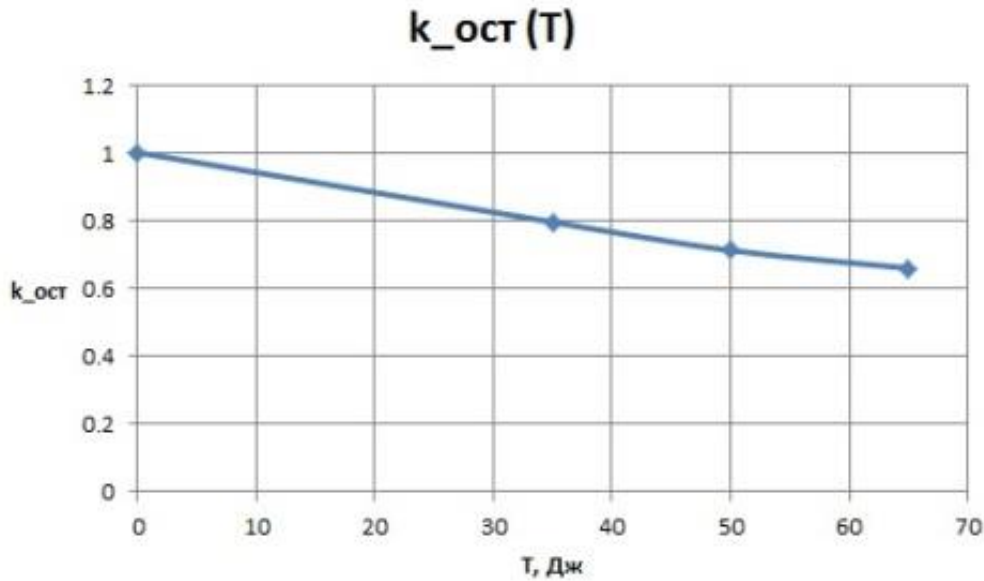


Fig. 4.1. Calculation results

Calculation of the residual compressive strength was carried out for a three-span reinforced composite panel after a 140-J impact at the midspan between the stringers. The calculation was performed by using the fourth approach. For its implementation, a special program was written in MATLAB. The calculated coefficient of residual strength of the panel is

$$k_{pali\acute{e}k} = \frac{\sigma_{1c(lim)}}{\sigma_{1c}} = \frac{377.5}{736} = 0.51 \quad (4.17)$$

Relative to the critical value of total buckling of the panel, $\sigma_{1l} = 539.7$ MPa, the coefficient of strength reduction is

$$k_{pali\acute{e}k(l)} = \frac{\sigma_{1c(lim)}}{\sigma_{1l}} = \frac{377.5}{539.7} = 0.7 \quad (4.18)$$

The admissible compressive strain of the damaged panel $\varepsilon_{11(lim)} = 0.45\%$.

MAIN CONCLUSIONS

1. The present thesis considers the stages of establishment and development of the theory and methods of contact interaction mechanics in application to low-speed impacts, including impacts on composite structures.
2. It is stated that the existing criteria for identification of impact failure in composite structures are often difficult to apply in practice.

3. An elementary model exactly simulating the shape of the damaged surface depending on the stepwise changes in contact penetration of an indenter into a target has been developed and tested. This model allows one to accurately reproduce the stress-strain state taking into account the shape of the damaged surface, impact energy, and contact force. The results obtained on the basis of this model are further used to determine the upper and lower limits of residual tensile strength of the composite according to equivalent-aperture and stress-concentration criteria. It is found that the residual tensile strength coefficient of a composite plate made of the given material is in the range from 0.4 to 0.8. The value of saturation energy (top limit energy) for the material and thickness of the target is of the order of 5 J/mm of plate thickness. The experimentally obtained results are within the stated limits.

4. An elementary model based on a stepwise change in the contact area with increasing contact pressure has been developed. It allows one to establish an exact correlation between the energy and the contact pressure on the one hand and to assess the decrease in the bending rigidity component, which determines the degree of damage to the structure, on the other hand. The well-known fact that a composite target is more seriously damaged by a bending impact than by compression, under all equal conditions, has been confirmed, which proves the reliability of the suggested model. It has been stated that the decline in flexural rigidity, as a result of compression impact with energy of 2.4 J/mm of the thickness of composite target is about 30% in the impact-damaged area, whereas a bending impact under the same conditions results in a 100% decrease in rigidity of the local area. These results can further be used as initial data for calculating the fracture propagating in the real structure due to the impact.

5. A method of determining characteristic points on the curve «contact force–contact point displacement» has been offered and substantiated, which allows one to simulate properly the process of composite failure propagation by means of finite-element calculation. This makes it possible to reduce significantly the amount of initial data required for the use of the existing criteria for a progressive composite destruction that have to be employed in the FEM analysis. The resulting damaged state of a structure makes it possible to obtain reliable data for assessment of decrease in strength at various kinds of static loading. The following values have been obtained for a bending impact of energy 7.55 J/mm of the thickness of composite plate at a depth of the dent 0.53:

contact force at a maximum contact point displacement = 30.71944 kN ;

maximum contact force = 31.35005 kN ;

maximum contact point displacement = 2.311258 mm ;

contact point displacement at a maximum contact force = 2.065748 mm .

6. Auxiliary programs have been developed and debugged for implementation of the entire computational cycle.
7. The residual strength after bending of a part of fabric covering reinforced by a stringer of the same material has been calculated. The decrease in strength by bending impact is 34 %, and the saturation energy equals to 21.5 J/mm of the thickness upon an impact on the reinforced region.
8. Calculation of the residual strength of a 3-span reinforced composite panel after a compression impact delivered at the center of a span between stringers with the energy 21.5 J/mm of the thickness has been carried out. The decrease in compression strength constitutes 49 % of the ultimate composite strength and 30 % of the critical buckling stress. Tolerable compression deformation of the damaged panel is $\varepsilon_{11(\text{lim})} = 0.45\%$.
9. The methods suggested and the models developed have been used in design of the composite wing, wing high-lift devices, and flight-control components carried out under contracts with the aviation industry design bureaus.

LIST OF PUBLICATIONS

19. Kuzņecovs S., Pavelko I., Smoļāņinovs M. Проблемы ударной прочности при контактном нагружении композитов // Труды шестой Всероссийской конференции «Необратимые процессы в природе и технике», Krievija, Maskava, 26.-28. janvāris, 2011. - 307.-311. lpp.
20. Pavelko I., Pavelko V., Smoļāņinovs M. Effect of the Impact Damage to Strength of Fibrous Composite // Proceedings of 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2010), France, Nica, 19.-24. September, 2010. - pp 8.2.2-8.2.2.
21. Pavelko I., Smoļāņinovs M. Criterion of Stress Concentration for Evaluation of the Lower Level of Composite Material Strength Loss after a Low-Speed Impact // Proceedings the Fourth World Congress “Aviation in the XXIst Century – Safety in Aviation and Space Technologies”, Ukraine, Kijeva, 21.-23. September, 2010. - pp 13.42-13.46.
22. Pavelko I., Smoļāņinovs M. Equivalent Hole as an Evaluation Criterion of a Composite Material Residual Strength after a Low-Speed Impact // Machines, Technologies, Materials: International Virtual Journal for Science, Technics and Innovations for the Industry. - 7 . (2010) pp 12-16.
23. Pavelko I., Smoļāņinovs M. Analysis of the Impact Damage Effect on the Composite Strength Performance // XVI International Conference “Mechanics of Composite Materials”: Book of Abstracts , Latvija, Jurmala, 24.-28. maijs, 2010. - 155.-155. lpp.
24. Pavelko I., Pavelko V., Chatys R., Smoļāņinovs M. Impact Damage of Long-Fibre Composite and Its Detecting // XVI International Conference “Mechanics of Composite Materials”: Book of Abstracts, Latvia, Jurmala, 24.May-28. August, 2010. - pp 154-154.
25. Pavelko I., Pavelko V., Smoļāņinovs M., Pfeiffer H., Wevers M. Simulation of Impact Damage in a Composite Plate and its Detection // Proceedings of the 6th European COMSOL Conference, Italy, Milan, 10.-12. October, 2012. - pp 1-5.

26. Pavelko I., Kuzņecovs S., Smoļāņinovs M. Research of the Contact Strength of Composite Materials // Scientific Proceedings of the Scientific-Technical Union of Mechanical Engineering. - 7/127. (2011) pp 164-166.
27. Pavelko I., Smoļāņinovs M. Analysis of the Effect of Impact Damage on the Strength Characteristics of a Composite // Mechanics of Composite Materials. - Vol.47, No.3. (2011) pp 323-334. (žurnāls citēts datubāzēs: SCOPUS, EBSCO u.c.)
28. Igors Pavelko, Maksims Smoļāņinovs. Исследование влияния ударного повреждения на прочностные характеристики композита // Механика композитных материалов. - Vol.47, No.3. (2011) 471.-484. lpp. (žurnāls citēts datubāzēs: SCOPUS, EBSCO u.c.)
29. Pavelko I., Smoļāņinovs M., Žīguns V. Assessment of Spatially-Reinforced Carbon Composites Exfoliation after a Low-Speed Impact // 16th International Conference on Composite Structures (ICCS16), Portugāle, Porto, 28.-30. jūnijs, 2011. - 631.1.-631.2. lpp.
30. Pavelko I., Smoļāņinovs M., Kuzņecovs S. Impact Damages of Composite Material and Study of Their Effect on the Residual Strength of Constructions // 16th International Conference on Composite Structures (ICCS16), Portugāle, Porto, 28.-30. jūnijs, 2011. - 496.1.-496.3. lpp.
31. Pavelko I., Pavelko V., and Smolyaninov M. Impact of composite component of aircraft and its damage // XVI International Conference Mechanics of Composite Materials, Book of Abstracts, May 28 – June 1, 2012 Riga, Latvia, p. 165.
32. Pavelko I., Pavelko V., and Smolyaninov M. Propagation of the ultrasonic guided wave in a composite plate: some results of simulation and test // XVI International Conference Mechanics of Composite Materials, Book of Abstracts, May 28 – June 1, 2012 Riga, Latvia, p. 164.
33. Pavelko I., Smolyaninov M., and Zhigun V. Change in the shear stiffness of 3D-reinforced carbon plastics at a low-velocity impact // XVI International Conference Mechanics of Composite Materials, Book of Abstracts, May 28 – June 1, 2012 Riga, Latvia, p. 166.
34. Igor V. Pavelko and Maxim P. Smolyaninov. Quasistatic approach to evaluation of composite material reaction to a low-speed impact // Proceedings of the International Conference on Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures, Politecnico di Torino, Italy, June 18-20 2012
35. Pavelko I., Smolyaninov M., and Zhigun V. Сдвиговая жесткость, как критерий оценки низкоскоростного ударного воздействия на пространственно-армированные углепластики // XX International Scientific-Technical Conference trans&MOTAUTO'12, Proceedings. 27-29.06.2012, Varna, Bulgaria.
36. S. Varickis, I. Pavelko, M. Smolianinov. Особенности КЭ решения задач остаточной прочности конструкций из ПКМ, поврежденных низкоскоростным ударом // XXI International scientific and technical conference on transport, road-building, agricultural, hoisting&hauling and military technics and technologies 01.- 02.07 2013, Varna, Bulgaria. 83-86 p.p.