



საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი

გიორგი ოქროპირიძე

საჰაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის
გაანგარიშება მდგრადობაზე

წარდგენილია დოქტორის აკადემიური ხარისხის მოსაპოვებლად

სადოქტორო პროგრამა: „საფრენი აპარატების დაპროექტება“
შიფრი - 0715

საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი

თბილისი. 0103, საქართველო

2020 წელი

საავტორო უფლება 2020 წელი, გიორგი ოქროპირიძე

საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი

საინჟინრო ფაკულტეტი

ჩვენ, ქვემოთ ხელმომწერნი ვადასტურებთ, რომ გავეცანით გიორგი ოქროპირიძის მიერ შესრულებულ სადისერტაციო ნაშრომს, დასახელებით: „საჰაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის გაანგარიშება მდგრადობაზე“ და ვაძლევთ რეკომენდაციას საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის სადისერტაციო საბჭოში მის განხილვას, დოქტორის აკადემიური ხარისხის მოსაპოვებლად.

2020 წელი

ხელმძღვანელი:

პროფესორი გელა ყიფიანი

რეცენზენტი:

რეცენზენტი:

საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი

ავტორი: გიორგი ოქროპირიძე

დასახელება: „საჰაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის გაანგარიშება მდგრადობაზე“

სადოქტორო პროგრამა: „საფრენი აპარატების დაპროექტება“

ხარისხი: აკადემიური დოქტორი

სხდომა ჩატარდა:-----

ინდივიდუალური პიროვნების ან ინსტიტუტის მიერ ზემომოყვანილი დასახელების დისერტაციის გაცნობის მიზნით მოთხოვნის შემთხვევაში მისი არაკომერციული მიზნით კოპირებისა და გავრცელების უფლება მინიჭებული აქვს საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტს.

----- ავტორის ხელმოწერა

ავტორი ინარჩუნებს დანარჩენ საგამომცემლო უფლებებს და არც მთლიანი ნაშრომის და არც მისი ცალკეული კომპონენტების გადაბეჭვდა ან სხვა რაიმე მეთოდით რეპროდუქცია დაუშვებელია ავტორის წერილობითი ნებართვის გარეშე.

ავტორი ირწმუნება, რომ ნაშრომში გამოყენებული საავტორო უფლებებით დაცული მასალებზე მიღებულია შესაბამისი ნებართვა (გარდა იმ მცირე ზომის ციტატებისა, რომლებიც მოითხოვენ მხოლოდ სპეციფიურ მიმართებას ლიტერატურის ციტირებაში, როგორც ეს მიღებულია სამეცნიერო ნაშრომების შესრულებისას) და ყველა მათგანზე იღებს პასუხისმგებლობას.

რეზიუმე

მიღებულია, ამოცანების ამოხსნები რეგულარობის დამრღვევი ფაქტორების მქონე მრავალფენიანი თხელკედლიანი გარსებისა და ფირფიტებისათვის ფიზიკური და გეომეტრიული არაწრფივობის პირობებში. ეს ამოხსნები ალგორითმის გამარტივებასთან ერთად, ითვალისწინებენ დაძაბულ-დეფორმირებული მდგომარეობის განსაკუთრებულობას ძაბვების კონცენტრაციის ზონებში.

კომპოზიციური ფენოვანი თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების გეომეტრიული და გარეშე ზემოქმედების მოდელირების ფორმირება;

დაძაბული დეფორმირებული მდგომარეობის ანალიზი მათემატიკური მოდელის შექმნის საფუძველზე;

დიფერენციალური განტოლების შედგენის ზოგადი მეთოდები, მისი გამარტივების ხერხები კერძო შემთხვევებში არაწრფივი დეფორმაციის პირობებში.

საკაერო ხომალდი ფრთის შემონაკერის გაანგარიშება სასრულ ელემენტთა მეთოდის გამოყენებით.

შემუშავდა ჭრილებისა და ხვრეტების მქონე მრავალფენიანი თხელკედლიანი ფირფიტების მდგრადობაზე გაანგარიშების მეთოდი.

შედგენილი და გამოკვლეული იქნა დიფერენციალურ განტოლებათა სისტემა, რომელიც საშუალებას მოგვცემს ერთიან მეთოდოლოგიურ საფუძველზე, არაწრფივი დეფორმაციის პირობებში გამოკვლეული იქნას დაძაბულ-დეფორმირებული მდგომარეობა, ჭრილების, ხვრეტების და შეყურსული საყრდენების მქონე მრავალფენიანი გარსებისა და ფირფიტებისათვის. შედგენილია ამ განტოლებათა სხვადასხვა გამარტივებული ვარიანტები. საანგარიშო მოდელი ასახავს ავიამშენებლობაში გამოყენებული კონსტრუქციის ელემენტებს.

მრავალფენიან გარსთა სხვადასხვა ტიპებისათვის დამუშავებული გამარტივებული ვარიანტები საშუალებას იძლევა, ეს განტოლებები მიყვანილ იქნან წრფივ დიფერენციალურ განტოლებათა მიმდევრობაზე, რომელთა ცვლადი კოეფიციენტები შეიცავს რეგულარული და იმპულსური ფუნქციების სახით გადაადგილების ვექტორის მიმართ შერეული ფორმით.

განტოლებათა ზოგადი სისტემის საფუძველზე, გამოკვლეულია ორმაგი სიმრუდის მრავალფენიანი გარსების, ცილინდრული და სფერული გარსებისა და ფირფიტების ღუნვის და მდგრადობის ამოცანების ფართო დიაპაზონი. მიღებულია ზოგადი ანალიზური გამოსახულებები ძაბვებისთვის, გადაადგილებებისა და კრიტიკული დატვირთვებისათვის.

მოცემულია, შემოთავაზებული თეორიის დასაბუთება გარსებისა და ფირფიტების ღუნვის და მდგრადობის ამოცანების ამოხსნების შედარების გზით ზუსტ ამოხსნებთან და ექსპერიმენტულ მონაცემებთან. სხვა ორგანოზომილებიანი თეორიების შედეგებთან შედარების გზით დადგენილია, რომ შემოთავაზებული თეორია მრავალ შემთხვევაში იძლევა უფრო ზუსტ შედეგებს.

დაშვებულია, განტოლებათა ზოგადი სისტემის სტერიქონებრივი ფორმირების ალგორითმი თავისუფალი კიდის ნებისმიერი წერტილისთვის და ფირფიტების მდგრადობის რიცხვითი გამოკვლევის კერძო მეთოდიკა, ბადეების მეთოდის გამოყენებით. კერძო მეთოდიკაში გამოკვლევის ყველა ეტაპი, საწყისი განტოლებების ფორმირების ჩათვლით- ავტომატიზირებულია. კომპიუტერზე გაანგარიშების პროგრამა გამოირჩევა, საწყისი ინფორმაციის სიმცირით და საშუალებას იძლევა ვცვალოთ რიგი პარამეტრებისა (გვერდების შეფარდება, ბადის სიხშირე, სასაზღვრო პირობები, დატვირთვის სიდიდე და ა.შ.). შემოთავაზებული მეთოდების დასაბუთება ხდება მკაცრ ალანიზურ ამოხსნებთან შედარებით.

მრავალფენიანი გარსებისა და ფირფიტების გაანგარიშების მეთოდები, გეომეტრიული და ფიზიკური არაწრფივობის გათვალისწინებით, საშუალებას იძლევიან შეფასებულ იქნას, დამაბულ-დეფორმირებული მდგრადობის ყველა კომპონენტის ცვლილება, კრიტიკული დატვირთვის სიდიდეები და დატვირთვის პროცესში მდგრადობის დაკარგვის ფორმა, ამასთან ეს მეთოდი უფრო ეფექტურია სხვა რიცხვით ან რიცხვით-ანალიზური მეთოდებთან შედარებით.

Abstract

There have been the solutions related to the dissolving the regularity of multilayer thin plates in the condition of the physical and geometric in direction. This solutions with Algorhytm's simplicity consider tense deformed condition particularly in the terms of voltage concentration. The formation of composite thin wall layers space construction and geometry. The tense deformed condition's analysis for the creation by mathematical model. The methods of differential riddles, the complicity of approaches, In private conditions in terms of the indirect deformation conditions. Using the finite elements method for aircraft wing skin calculation. There has been taken a method for calculating of multilayer thin wall cuts and holes. There is a differential equation system, giving us the possibility on a center methodologic basis for nonlinear deformed conditions, cuts, holes, for multilayer plates. We have different versions of these equation. These calculation model describes the elements used in aircraft constructions. The multilayer skin versions give us the possibility of the function for vector movements. On the basis of the general system of equation, a wide range of dual density multilayer membranes, cylindrical and spherical membranes and plates are investigated. There are some images for voltages, movements and critical loadings. There are theory provings of shell and plates for turning and sustainability of impulsive functions. To be compared to other two-dimensional theory results, we have proved that suggested theory gives more precise results. The proving of suggested method goes on compared to analytical solutions. The multilayer skin and accounted plates methods gives us the opportunity to evaluations. All stages of investigations are automatized. The computer calculated program has a lack of initial information, provides us with the parameter changing possibilities. There is a private method in using nets for plates strength evaluation and equation system Algorhytm's formation. Allows the evaluation of changes in all components of the strain-deformed state, the critical load values, and the form of the loss of resilience during loading, but this method is more effective than other numerical or numerical-analytical methods.

სარჩევი

შესავალი	1
თავი I პრობლემის თანამედროვე მდგომარეობა	6
1.1. კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკა	8
1.2 გამყარების რეჟიმის გავლენა ფენოვანი კომპოზიტებისაგან ფირფიტების სიმრუდეზე	22
1.3 თეორიის დამუშავება	24
1.4 მდგრადობის საკითხები	38
1.5 რიცხვითი საკითხები	40
1.5.1 მასალების თვისებების ზეგავლენა	49
1.5.2 ფენოვანი ფირფიტის სისქის გავლენა	51
1.5.3 ფენოვანი ფირფიტის გვერდების სიგრძეების შეფარდების გავლენა	53
1.5.4. ფენების დალაგების თანმიმდევრობის გავლენა	56
1.6 პირველი თავის დასკვნები	62
თავი II ძირითადი ნაწილი	63
2.1 კომპოზიტები	63
2.2 კომპოზიტის მატრიცის ტიპები	66
2.3. თერმოსეტი და თერმოპლასტინი	66
ნახშირბადის ბოჭკოების წარმოება	69

2.4. CFRP მონაცემები	74
2.5.1 სიმძლავრის და უსაფრთხოების განსაზღვრებები	83
2.5.2 დაშვებების შემამცირებელი ფაქტორი	84
2.5.3 დაშვების განმსაზღვრელი ტესტები	84
ნახშირბადის ბოჭკოს შემცველი კომპოზიტური მასალის ექპერიმენტული გამოცდა	84
2.5.4 დაზიანების დასაშვები კონტროლი	86
2.5.5 შერემონტების თემა: ვადები	88
2.6. ძველის და ახლის განვითარება	89
2.6.1 ნახშირბადის ბოჭკოს 3D კომპონენტები და სტრუქტურები	90
2.7. თვითაღმდგენი ნახშირბადის ბოჭკოები	92
2.8 თვითმფრინავის ფრთის კომპოზიტური შემონაკერზე დატვირთვების მოდელირება არაერთგვაროვან ჰაერის ნაკადში.....	93
2.9 თვითმფრინავის ფრთის ამოცანა რიცხვითი ამოხსნისათვის დისკრეტულ განსაკუთრებულობათა მეთოდით.....	98
2.10 თხელი პროფილის ამოცანის რიცხვითი ამოხსნა მომატებული რიგის სიზუსტით დისკრეტულ განსაკუთრებულობათა მეთოდით	104
2.11 სასრულ ელემენტთა მეთოდის გამოყენებით კომპოზიტებისაგან შემდგარი კონსტრუქციის განგარიშება.....	109
2.11.1 ძირითადი განტოლებები.....	111

2.11.2. ელემენტის თვისებები.....	116
2.11.3 დეფორმაციების თავსებადობის პირობების დამაკმაყოფილებელი ელემენტის თეორია	117
2.11.4 ზოგიერთი ელემენტის სიხისტის მატრიცები.....	119
2.11.5. ელემენტის თეორია, რომელიც აკმაყოფილებს წონასწორობის პირობებს.....	124
2.11.6. გაანგარიშების მეთოდები.....	127
2.11.7 გადაადგილებათა მეთოდი	128
2.11.8. ძალთა მეთოდი.....	130
2.12 დატვირთვები კომპოზიტურ ფილაზე.....	134
2.13 მეორე თავის დასკვნები.....	149
გამოყენებული ლიტერატურა	152
დანართი 1. ნახშირბადის ბოჭკოს შემცველი კომპოზიტური მასალის ექსპერიმენტული გამოცდის დეტალური შედეგები	162

ნახაზების ნუსხა

ნახაზი 1.1	26
ნახაზი 1.2	32
ნახაზი 1.3	42
ნახაზი 1.4	44
ნახაზი 1.5	45
ნახაზი 1.6	48
ნახაზი 1.7	50
ნახაზი 1.8	51
ნახაზი 1.9	54
ნახაზი 1.10	54
ნახაზი 1.11	54
ნახაზი 1.12	55
ნახაზი 1.13	58
ნახაზი 1.14	59
ნახაზი 1.15	61

ფიგურების ნუსხა

ფიგურა 2.1.....	63
ფიგურა 2.2.....	64
ფიგურა 2.3.....	64
ფიგურა 2.4.....	65
ფიგურა 2.5.....	72
ფიგურა 2.6.....	72
ფიგურა 2.7.....	73
ფიგურა 2.8.....	77
ფიგურა 2.9.....	77
ფიგურა 2.10.....	78
ფიგურა 2.11.....	80
ფიგურა 2.12.....	82
ფიგურა 2.13.....	82
ფიგურა 2.14.....	85
ფიგურა 2.15.....	85
ფიგურა 2.16.....	88
ფიგურა 2.17.....	91
ფიგურა 2.18.....	92
ფიგურა 2.19.....	95
ფიგურა 2.20.....	95
ფიგურა 2.21.....	95
ფიგურა 2.22.....	95
ფიგურა 2.23.....	96
ფიგურა 2.24.....	96
ფიგურა 2.25.....	96
ფიგურა 2.26.....	96
ფიგურა 2.27.....	98

ფიგურა 2.28.....	98
ფიგურა 2.29.....	102
ფიგურა 2.30.....	107
ფიგურა 2.31.....	107
ფიგურა 2.32.....	136
ფიგურა 2.33.....	137
ფიგურა 2.34.....	138
ფიგურა 2.35.....	139
ფიგურა 2.36.....	140
ფიგურა 2.37.....	141
ფიგურა 2.38.....	142
ფიგურა 2.39.....	143
ფიგურა 2.40.....	144
ფიგურა 2.41.....	145
ფიგურა 2.42.....	146
ფიგურა 2.43.....	147
ფიგურა 2.44.....	148
ფიგურა 2.45.....	149

ცხრილების ნუსხა

ცხრილი 2.1	67
ცხრილი 2.2	69
ცხრილი 2.3	70
ცხრილი 2.4	75
ცხრილი 2.5	81
ცხრილი 2.6	87
ცხრილი 2.9.1	102
ცხრილი 2.9.2	102
ცხრილი 2.9.3	103
ცხრილი 2.12.1	135

მადლიერება

ავტორი დიდი მადლობელია სამეცნიერო ხელმძღვანებლის, სრული პროფესორის, საქართველოს მეცნიერებისა და ტექნიკის დარგის სახემწიფო პრემიის ლაურიატის გელა ყიფიანის, უნივერსიტეტის რექტორის ბატონ სერგო ტეფნაძის, საინჟინრო ფაკულტეტის დეკან გივი ცირეკიძის, იმ კონსულტაციების, ყურადღებისა და პრაქტიკული დახმარებისათვის, რასაც მუდვიმად გრძნობდა სადისერტაციო ნაშრომზე მუშაობისას.

გიორგი ოქროპირიძე

შესავალი

თემის აქტუალურობა: ისეთი დარგების განვითარება როგორცაა ავიამშენებლობა, საავიაციო და კოსმოსური ტექნიკა, ქიმიური მრეწველობა, ხელსაწყოთ მშენებლობა და სხვა. შეუძლებელია მათემატიკური მოდელირების მაღალ ეფექტური საშუალებების გარეშე. ისინი გვამღევენ, არა მარტო ახალი ტექნიკური იდეებიდან კონკრეტულ გადაწყვეტილებაზე გადასვლის პროცესის დაჩქარების საშუალებას, არამედ მიღებული დამუშავებული ნიმუშების ხარისხის შესამოწმებელ ციკლს.

ახალი კონსტრუქციების ნიმუშების დამუშავების დროს, ამოსავალ წერტილს წარმოადგენს კონცეპტუალური მოდელი, რომელიც ერთმანეთთან ათანხმებს დასაპროექტებელი კონსტრუქციებისადმი აბსტრაქტულ მოთხოვნებს და მეცნიერებისა და ტექნიკის განვითარების დონით განსაზღვრულ რეალურ შესაძლებლობებს. ეს მოდელი წარმოადგენს დამუშავებლის მიერ პროექტების პირველი ამოცანის შესრულების შედეგს - სამიხედო ტექნიკური გადაწყვეტილების პროტოტიპის არჩევას ან მისი არყოფნის დროს, შესაბამისი გამომგონებლური ამოცანის ამოხსნას. კონსტრუქციის შექმნის მოცემული სტადია არ შეიძლება იყოს ფორმალიზებული ისეთი სახით, რომ მისი ამოხსნა განხორციელდეს კომპიუტერის საშუალებით.

ახალი კონსტრუქციის დამუშავების შემდეგი ეტაპია, კონკრეტული ტექნიკური გადაწყვეტილების ფორმირება, რომელიც კონცეპტუალურ მოდელს ხორცს ასხამს „მასალაში“. გამოთვლითი ტექნიკის პერიფერიული საშუალებების გამოყენებით, ამ ეტაპზე შეიძლება გადაიჭრას დასამუშავებელი კონსტრუქციის ბაზური- გეომეტრიული მოდელის აგების პრობლემა. კონსტრუქციის გეომეტრიული მოდელი შეიცავს მისი ზომების კოორდინატული მიზმის, ცალკეული ელემენტების კონსტრუქციული მასალების მექანიკური მახასიათებლების აღწერას.

შემდეგ საჭიროა დასამუშავებელი კონსტრუქციის გარემოსთან ურთიერთობის მოდელის (ან მოდელების ერთობლიობის) ფორმირება. ამისათვის საჭიროა ფუნქციონირების მოდელის აგება, კონსტრუქციის სიცოცხლის ყოველ ეტაპზე, რომელიც ასახავს რეალურ ფიზიკურ პროცესებს და დასაპროექტებელი ობიექტის ტრანსფორმაციებს ექსპლუატაციის პერიოდში.

ექსპლუატაციის პერიოდში კონსტრუქცია მნიშვნელოვანი ძალური და სითბური მოქმედების ქვეშ ექცევა. ამიტომ პროექტირების ერთ-ერთი ძირითადი ამოცანაა, კონსტრუქციის მდგრადობის აპრიორული შეფასება. აქ იგულისხმება, ექსპლუატაციის პერიოდში კონსტრუქციის ელემენტების დაშლის ან დაუშვებელი დეფორმაციების დროს, კონსტრუქციის შრომისუნარიანობის შენარჩუნების შეფასება. ამ მიზნით ფორმირდება კონსტრუქციის მოდელი, დეფორმირებული მყარი სხეულის მექანიკის ტერმინებში. მოდელის ფორმირება გულისხმობს დაძაბულ-დეფორმირებული მდგომარეობის გათვლის მზა პროცედურის შერჩევას ან ახალი ახალი პროცედური შექმნას.

მოდელის დამუშავების დროს გვიხდება კომპრომისის შერჩევა. ფორმის სრულ და ადეკვატურ აღწერას ელემენტის მუშაობის და დატვირთვის პირობებს და თვით მოდელის სირთულის შორის. აქ განსაკუთრებით მნიშვნელოვანია მოდელის მოქმედილობა ისეთი მომენტების მიმართ, როგორცაა დასაპროექტებელი ნიშნის კონსტრუქციული თავისებურებები. გარეშე ზემოქმედებებისა და მასალების მრავალფეროვნება. ამის მიღწევა შეიძლება შესაბამისი ბიბლიოთეკების შექმნის გზით. შემდგომი რიცხვითი ექსპერიმენტის მაღალი სიზუსტის გარანტიაა: გასათვლელი ფრაგმენტების, დასატვირთი სქემის პროცედურების აღმწერი ბიბლიოთეკების გაფართოება და მოდელის საფუძველში ჩადებული უმნიშვნელოვანესი მათემატიკური მეთოდების რიცხვითი რეალიზაციის ალგორითმების სრულყოფა.

შედგენილი და გამოკვლეულია დიფერციალური განტოლებათა სისტემა, რომელიც საშუალებას მოგვცემს არაწრფივი დეფორმაციის პირობებში მდგრადობის საკითხებს. განტოლებათა სხვადასხვა გამარტივებული ვარიანტები

და საანგარიშო მოდელი ასახავს, ავიამშენებლობაში გამოცემული კონსტრუქციის ელემენტებს.

ამასთან დაკავშირებით, დეფორმაციისა და მდგრადობის პირობებში მყოფი საჰაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის გაანგარიშების პრობლემა, მეტად აქტუალურია და მოითხოვს გაანგარიშების განსაკუთრებული მეთოდების შემუშავებას. ფენოვანი კომპოზიციური მასალის გაანგარიშება მდგრადობაზე, ჯერ კიდევ არასაკმარისადაა დამუშავებული. ამჟამად საინჟინრო გათვლებისათვის, პრაქტიკულად არ არსებობს ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის მდგრადობაზე გაანგარიშების შედარებით მარტივი და მოხერხებული ფორმულირება, კონსტრუქციის განსაკუთრებულობათა გათვალისწინებით.

ნაშრომის მიზანი: შეიქმნას დისკრეტულ-წიბოვანი, ფენოვან კონსტრუქციებზე ღუნვაზე და მდგრადობაზე გაანგარიშების ანალიზები. რიცხვითი მეთოდები, რომელიც საშუალებას მოგვცემს გამოვიკვლიოთ საჰაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის კონპოზიციური მასალის გაანგარიშება მდგრადობაზე: წიბოებით შემაგრებული ფენოვანი თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების მეთოდიკის შემუშავება, გეომეტრიულად არაწრფივი დეფორმაციის პირობებში.

მეცნიერული სიახლე: კომპოზიციური ფენოვანი თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების გეომეტრიული და გარეშე ზემოქმედების მოდელირების ფორმირება;

დაძაბული დეფორმირებული მდგომარეობის ანალიზი მათემატიკური მოდელის შექმნის საფუძველზე;

დიფერენციალური განტოლების შედგენის ზოგადი მეთოდები, მისი გამარტივების ხერხები, კერძო შემთხვევებში არაწრფივი დეფორმაციის პირობებში.

საკაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის გაანგარიშება სასრულ ელემენტთა მეთოდის გამოყენებით.

ნაშრომის პრაქტიკული ღირებულება მდგომარეობს დამუშავებული მეთოდის და პროგრამების გამოყენების შესაძლებლობაში ავიამშენებლობის, საავიაციო და კოსმოსური ტექნიკის კონსტრუქციების და აპარატების კომპოზიციური მასალების გაანგარიშებისათვის, წიბოების მქონე ფენოვანი კონსტრუქციების მდგრადობის ამოცანებისათვის, აგრეთვე ფენოვანი კონსტრუქციებისათვის, რომლებიც ავიამშენებლობაში გამოიყენებიან ტიპურ ანაკრებ ელემენტებად.

შედეგების უტყუარობა განპირობებულია იმით, რომ გადამწყვეტი განტოლებების ფორმირებისას გამოიყენება საყოველთაოდ მიღებული ჰიპოთეზები და დაშვებები, რომელთა კორექტულობა დამტკიცებულია. არაწრფივი განტოლებების გაწრფივებისთვის გამოყენებულია ცნობილი და ფართოდ აპრობირებული თანმიმდევრული დატვირთვის მეთოდი; გადმოცემულია თვითმფრინავის ფრთის კომპოზიტურ შემონაკერზე დატვირთვების მოდელირება არაერთგვაროვან ნაკადში, დატვირთვები შედარებულია კომპოზიტურ ფილაზე. უტყუარობა მტკიცდება აგრეთვე სხვადასხვა ავტორების მიერ მიღებული თეორიული და ექსპერიმენტალური მეთოდების დამაკმაყოფილებელი თანადამთხვევით.

ნაშრომის აპრობაცია: დისერტაციის ძირითადი შედეგები მოხსენებული იქნა:

- მერვე საერთაშორისო კონფერენციაზე. „თანამედროვე პრობლემები არქიტექტურაში და მშენებლობაში.“ (ერევანი, სომხეთი. 2016 წ)
- საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის სტუდენტთა მე-11 საერთაშორისო სამეცნიერო ტექნიკურ კონფერენციაზე. (თბილისი. 2017წ)
- მეცხრე საერთაშორისო კონფერენციაზე, „თანამედროვე პრობლემები არქიტექტურაში და მშენებლობაში“ (ბათუმი 2017წ)

-მეთექვსმეტე საერთაშორისო კონფერენციაზე, „მოდელირება მექანიკაში“ (ოსტრავა, ჩეხეთის რესპუბლიკა, 2018წ)

-მეორე საერთაშორისო კონფერენციაზე, „სეისმიკა 2018“ (თბილისი 2018წ)

-მეორე საერთაშორისო სიმპოზიუმზე „სეისმომედეგობა და საინჟინრო სეისმოლოგია“ (თბილისი 2019წ)

-საერთაშორისო კონფერენციაზე „დიფერენციალური განტოლებები მექანიკაში“ (ლისაბონი, პორტუგალია. 2019წ)

-საქართველოს მათემატიკის კავშირის X საერთაშორისო კონფერენციაზე (ბათუმი, 2019წ)

-საერთაშორისო კონფერენციაზე „უწყვეტ გარემოთა მექანიკის მონათესავე პრობლემები“ (ქუთაისი, 2019წ)

პუბლიკაციები: დისერტაციის თემაზე გამოქვეყნებულია 7 სამეცნიერო ნაშრომი და 7 მოხსენებითი თეზისი.

ნაშრომის მოცულობა: დისერტაცია შედგება რეზიუმე, შესავალი, პირველი და მეორე დასკვნითი ნაწილის, გამოყენებული ლიტერატურის და დანართისაგან. იგი შეიცავს 164 გვერდს, ლიტერატურა მოიცავს 116.

თავი I

პრობლემის თანამედროვე მდგომარეობა

როგორც წესი, ფენოვანი კომპოზიტები მზადდება იმგვარად, რომ თითოეულ ფენას მასალის გარკვეული თვისებებით, სისქითა და ბოჭკოების ორიენტაციით, რომელიც მდებარეობს კომპოზიტის შუა სიბრტყის ერთ მხარეს, შეესაბამება მისგან მეორე მხარეს თანაბრად განლაგებული ისეთივე ფენა იგივე თვისებებით, სისქითა და ბოჭკოების ორიენტაციით. სიმეტრიულად წოდებულ ასეთ ფენოვან კომპოზიტებს, შერეული მემბრაბულ-ღუნვითი სიხისტეების კოეფიციენტები, რომლებიც ჩვეულებრივ აღნიშნება მატრიცით B_{ij} , ნულის ტოლია. თუ აღნიშნული სიმეტრია დარღვეულია ფენების თუნდაც ერთი წყვილისათვის, მაშინ ფენოვან კომპოზიტს ეწოდება არასიმეტრიული. ამ შემთხვევაში, ერთი ან რამოდენიმე კოეფიციენტები B_{ij} განსხვავდება ნულისაგან, ე.ი. მოდებული მექანიკური დატვირთვების ზემოქმედებით მასალაში შეინიშნება მემბრაბულ-ღუნვითი ურთიერთქმედება. გარდა ამისა, თერმული დატვირთვების ზემოქმედებისას ამგვარი ფენოვანი კომპოზიტი გამოავლენს საკმაოდ უჩვეულო თვისებებს, რომელთა ანალიზი წარმოადგენს ამ თავის საგანს. კერძოდ, განიხილება თავდაპირველად გამყარების ტემპერატურაზე, ბრტყელი არასიმეტრიულად დალაგებული ფენების პოლიმერულ შემკვრელზე პაკეტის გამრუდება გაგრძელებისას. არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტების ეს თვისება, მიუხედავად იმისა რომ მოულოდნელია, ნაკლებად არის შესწავლილი და ვერ ჰპოვებს ფართო გამოყენებას.

ამ თავის მიზანს წარმოადგენს თეორიის დამუშავება, რომელიც აუცილებელია არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტების დეფორმირების მახასიათებლების შესაფასებლად როგორც ტემპერატურის ფუნქციისა, თანაც განსაკუთრებული ყურადღება ექცევა დეფორმაციებს სიბრტყეზე. თეორია და

განხილული რიცხვითი შედეგები შემოიფარგლება არასიმეტრიული ორთოგონალური არმირებული ფენოვანი კომპოზიტების განხილვით. ამ მარტივი მაგალითებითაც კი შეიძლება გავიგოთ, თერმული დატვირთვების შედეგად გამოწვეული დეფორმაციის ძირითადი კანონები და შევისწავლოთ მასალათა გეომეტრიისა და თვისებების გავლენა. ამ თავში მხარდაჭერილია კონცეფცია, რომ ფენოვანი ფირფიტების კონფიგურაცია, სიხისტე და სიმტკიცე, შესაძლებელია მორგებული იქნას კონკრეტული გამოყენების მოთხოვნებზე. კონფიგურაციის მორგების შესაძლებლობა საკმაოდ მნიშვნელოვანია, იმის გათვალისწინებით, რომ უმეტეს კონსტრუქციებისათვის, განსაკუთრებით საავიაციო კონსტრუქციებისათვის, საჭიროა ელემენტები ბრტყელი ან სივრცითი სიმრუდით. ბრტყელი კონსტრუქცია არ არის ისეთი ეფექტური, როგორც გარსული და ჰპოვებს ნაკლებ გამოყენებას.

მოცემული თავი იწყება, ჯერ კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკის მიმოხილვით და შემდეგ პოლიმერულ შემკვრელზე კომპოზიტების გამყარების პროცედურის საკმაოდ ზოგადი აღწერით. გამყარების პროცესის ასეთი მოკლე აღწერა, საჭიროა განსახილველი პრობლემის ილუსტრირებისათვის და მისი მექანიკური მხარის გასაგებად. მოცემულია, არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტებისგან გამტარებული ფირფიტების გამრუდების მაგალითები. შემდგომ მოყვანილია თეორია, რომელიც იძლევა საშუალებას გამოვიანგარიშოთ ორთოგონალურად არმირებული არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტების დეფორმაციები გამყარების ტემპერატურაზე, დაბლა გაგრილების დროს. შემდეგ ნაწილში აღწერილია რიცხვითი შედეგები, რომლებიც ასახავენ ტემპერატურის, ფენის მასალის თვისებების და ფირფიტების გეომეტრიის გავლენას. სადაც ეს შესაძლებელია, გამოთვლების შედეგები შედარებულია კლასიკოს ავტორთა მიერ ჩატარებულ ექსპერიმენტულ მონაცემებთან.

1.1 კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკა

კომპოზიტების მექანიკა, როგორც დეფორმირებული გარემოს მექანიკის დამოუკიდებელი ნაწილი, იმყოფება ზრდის, განვითარებისა და ჩამოყალიბების ეტაპზე. მისი საკითხები დამუშავებულია სხვადასხვა სიღრმეებით, მრავალი საკითხი ჯერ კიდევ შორს არის დასრულებამდე. ეს ნათლად ჩანს მასალებიდან. საქმე იმაშია, რომ პერიოდს ლაბორატორიული იდეიდან პრაქტიკული წარმოებამდე და თანამედროვე კონსტრუქციული ბოჭკოვანი მასალების გამოყენებამდე, დაახლოებით 15-20 წელი დასჭირდა. საკმარისია ითქვას, რომ ალუმინის დანერგვას თვითმფრინავის კონსტრუქციაში დასჭირდა 30 წელი და მომდევნო 40 წელი ჩვენ ჯერ კიდევ ვსწავლობთ კონსტრუქციების გაანგარიშებას ამ მასალისაგან. თუმცა, კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკის განვითარებაში წარმატებები უდავოა. ამ პრობლემის გადასაჭრელად მნიშვნელოვანი წვლილი შეიტანა სხვადასხვა ქვეყნების მეცნიერებმა. სწორედ ამიტომ, კრებულზე მუშაობის პროცესში გაჩნდა აზრი, შედგენილიყო ძირითადი სამამულო პუბლიკაციების თუნდაც მოკლე მიმოხილვა, განსახილველ პრობლემაზე. მიმოხილვა დაფუძნებულია მაგალითებზე, რომლებიც ახლოსაა მიმოხილვის ავტორის სამეცნიერო ინტერესებზე და ბუნებრივია, არ აცხადებს პრეტენზიას ამომწურავ სისრულეზე.

ბოლო ათწლეულებში, კაცობრიობის ისტორიაში, პირველად გამოჩნდა მასალების წინასწარ მოცემული თვისებებით სამრეწველო წარმოების რეალური შესაძლებლობა. ეს შესაძლებლობა უკავშირდება კომპოზიციური მასალების, ან როგორც მათ უფრო ხშირად უწოდებენ მსოფლიო სამეცნიერო ლიტერატურაში, კომპოზიტების შექმნას, განვითარებას და უწყვეტ გაუმჯობესებას. კომპოზიტების შექმნა თანამედროვე ტექნოლოგიების საჭიროებებზე, ბუნებრივ რეაქციას წარმოადგენდა. ისინი ეფუძნება თავისი სიმარტივით უნიკალური არმირების

იდეას, როდესაც ერთიანდება "პოლარული" თავისი მახასიათებლებით, მასალები - დამყოლი მატრიცა და ხისტი და მტკიცე არმატურა. ეს იდეა ბუნებისგან ძალიან გამარტივებული ფორმით არის ნასესხები. მცენარეთა ღეროები და ფოთლები, ადამიანებისა და ცხოველების ძვლები - წარმოადგენენ ბოჭკოებით არმირებულ ანიზოტროპულ მასალებს, ე.ი. კომპოზიტებს. ხაზგასმით უნდა აღინიშნოს, რომ არმირების იდეა უფრო სიღრმისეულია, ვიდრე უბრალოდ სიმტკიცე და ტექნოლოგიურობა. ეს ასევე მასალის საიმედოობის ამაღლებას [88]. სავარაუდოდ, კომპოზიტები წარმოადგენენ ერთადერთ მასალებს, რომლებშიც სიმტკიცის ზრდას თან ახლავს რღვევის სიბლანტის ზრდა. კომპოზიტები, მკაცრად რომ ვთქვათ, არ წარმოადგენენ მასალებს კლასიკური გაგებით, ე.ი. საბოლოო პროდუქტს, მაგალითად მეტალურგიაში, მოცემული და გადამამუშავების პროცესში პრაქტიკულად შეუცვლილი თვისებებით. ისინი წარმოადგენენ მასალების ფართო ოჯახს, რომლებიც იქმნებიან ნახევრად ფაბრიკატებიდან კონსტრუქციასთან ერთად. სწორედ კომპოზიტების მექანიკა წარმოადგენს სამეცნიერო საფუძველს მასალებისა და მათგან ნაწარმის ფორმირების ტექნოლოგიის, კონსტრუქციული თვისებების მთელი მრავალფეროვნობის გაგების, აღწერის, პროგნოზირებისა და კონტროლისათვის. ეს კარგად არის ნაჩვენები ვ.ვ. ბოლოტინის მიმოხილვაში [97], რომელიც მიძღვნილია კომპოზიტების მექანიკის და მათგან კონსტრუქციების გაანგარიშების პრობლემებს. კომპოზიტებისაგან კონსტრუქციების დაგეგმარების საკითხები, ოპტიმალური არმირება და ტექნოლოგიური პროცესის დაგეგმარება, წარმოადგენენ ერთიანი პრობლემის სამ მხარეს და არ შეიძლება იზოლირებულად განიხილებოდეს, რაც დასაშვებია კონსტრუქციების ლითონებისგან შექმნისას. ეს აზრი განსაკუთრებით მკაფიოდ გატარებულია ვ.დ. პროტასოვის [98, 52] და მისი მოწაფეების მიერ შემუშავებული მიმართულებების ნაშრომებში. განსახილველ სფეროში მიღებული ინფორმაცია უნდა იყოს დაყვანილი კონსტრუქტორებამდე და ინჟინრებამდე, არა მხოლოდ უმოკლეს ვადებში, მაგრამ აგრეთვე მიზნობრივი დანიშნულების კონსტრუქციების და მათი წარმოება მეთოდების შექმნისას გამოსადეგარი სახით. კომპოზიტური მასალების შემუშავებასთან და

დანერგვასთან დაკავშირებით გამოვლენილი პერსპექტივების რეალიზაცია, განაპირობებს მათ საფუძველზე შექმნილი კონსტრუქციების გაანგარიშების, დაგეგმარების და გამოცდის მეთოდების განვითარებას. ამ საკითხების კომპლექსის გადაწყვეტას ემსახურება კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკა. კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკის ძირითადი პრობლემები ჩამოყალიბებულია ი.ფ. ობრაზცოვის [92] მიერ; მიმოხილვის ბიბლიოგრაფიაში მოყვანილია მექანიკის განსახილველ სფეროში დაწერილი ძირითადი წიგნები. განსაკუთრებით გამოვყოფთ წიგნს,“ პოლიმერული და კომპოზიტური მასალების განძლეობაზე“ [87], რომელიც მოკლე დროში სამჯერ გამოიცა სსრკ-ში, თანაც მე-2 გამოცემა ითარგმნა აშშ და გერმანიაში. კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკის განვითარებაში, პრინციპიალური წვლილი შეიტანეს იუ.ნ. რაბოტნოვმა, მისმა მოწაფეებმა და თანამშრომლებმა. შემდგომ უფრო დეტალურადაა განხილული პრობლემები, რომელთა განვითარებაში მისი იდეები მნიშვნელოვან როლს ასრულებდნენ. ამავდროულად ხაზი გაუსვათ, რომ 1979 წელს გამოცემულ დამხმარე სახელმძღვანელო [100] უნივერსიტეტებისათვის მყარი სხეულის მექანიკაში იუ.ნ. რაბოტნოვმა პირველად, როგორც ჩანს, ამ კურსის სახელმძღვანელოებისათვის შეიყვანა სპეციალური თავი " კომპოზიტების მექანიკა". დღეისათვის ევროპასა და აშშ-ში უკვე გამოჩნდნენ სპეციალიზირებული კურსები ამ საგანში უნივერსიტეტებისათვის. მაგალითის სახით მიუთითოთ რ. კრისტენსენის [82] და ბ.ე. პობედრიას [94] წიგნებზე, რომლებიც წარმოადგენენ ლექციათა ციკლებს კალიფორნიის უნივერსიტეტის ასპირანტებისა სტენფორდში [82] და მოსკოვის სახელმწიფო უნივერსიტეტის მექანიკა-მათემატიკის ფაკულტეტის სტუდენტებისათვის. ვ.ვ. ვასილევმა განახორციელა დამხმარე სახელმძღვანელოს შექმნის წარმატებული მცდელობა, კომპოზიტებისაგან კონსტრუქციების კურსში [78].

თანამედროვე ბოჭკოვანი კომპოზიტები, წარმოადგენენ არაერთგვაროვან ანიზოტროპულ მასალებს. ბოჭკოვანი კომპოზიტების დრეკადობა და არადრეკადობა განისაზღვრება არმატურის (მინის, ბორის, ნახშირბადის და ორგანული ბოჭკოების) და მატრიც (პოლიმერული, ნახშირბადოვანი, ლითონის,

კერამიკული) ტიპით, კომპოზიტში მათი ურთიერთქმედების ხარისხით და დატვირთვის კუთხით, არმირების მიმართულების მიმართ. კომპოზიტებს ახასიათებს ორი დონის არაერთგვაროვნება – მიკრო არაერთგვაროვნება (ბოჭკოებითა და შემკვრელთ შემდგარი მონოფენა) და მაკრო-არაერთგვაროვნება (პაკეტის სისქეზე ნებისმიერად დალაგებული მონოფენებისაგან შემდგარი ფენოვანი სტრუქტურა). აქედან გამომდინარეობს კომპოზიტების მექანიკის ორი მიმართულებით: მიკრო და მაკრო მექანიკა.

სტრუქტურულად არაერთგვაროვანი გარემო, თავისი ფიზიკურ-მექანიკური ქცევით, მნიშვნელოვნად უფრო მდიდარია ერთგვაროვან მასალაზე. შესაძლო სიტუაციების მრავალფეროვნობა კომპოზიტების დეფორმირებისა და რღვევის დროს, ამ მასალების შესწავლას მიმზიდველად აქცევს მყარი სხეულის მექანიკის სხვადასხვა სფეროების სპეციალისტებისათვის. მაგალითად, ბოჭკოვან კომპოზიტებში მარმირებელი ელემენტების დონეზე ყოველთვის არსებობენ მიკროდეფექტები – ბზარები გამოწვეული არა მხოლოდ ტექნოლოგიის არასრულყოფილების, არამედ გადაცდომებით მასალის იდეალიზებული მოდელებისაგან. გარდა "კანონიერი" ნახაზით მოცემული საზღვრების გამოიყენება გ.ი. ბარენბლატის მიერ [68] შემოთავაზებული მოდელი, – ბზარები კომპოზიტებში შეადგენენ სხეულის საერთო საზღვრის ნაწილს. ბუნებრივია, დატვირთვის ზრდასთან ერთად, ბზარებს შეუძლიათ განვითარდნენ კომპოზიტების დეფექტების არსებობის და სხვა გაყოფის დამატებითი საზღვრების გამო, რომლებიც ეწინააღმდეგებიან ბზარების გავრცელებას, წარმოადგენენ რღვევის მექანიკის საინტერესო ობიექტს. ნაშრომების რაოდენობა ამ სფეროში მუდმივად იზრდება. მივუთითოთ ვ.პ. ტამუჟისა და მის მოწაფეების ნამუშევრები, კერძოდ, წიგნი [84] და რღვევის მექანიკაში ორი სიმპოზიუმის ნამუშევრი [105,99]. პრინციპიალურს წარმოადგენს ვ.დ. პროტასოვისა და ვ.პ. ტამუჟის [80] ხელმძღვანელობით განხორციელებული კომპოზიტური კონსტრუქციების ტიპური ელემენტების, რღვევის აღწერის სტრუქტურული მიდგომა. მიღწეულია პროგრესი კომპოზიტების რღვევის პროცესის მოდელირებაში [93].

ცენტრალურ მომენტს ბოჭკოვანი კომპოზიტების მექანიკაში, როგორც არაერთხელ გაამახვილა ყურადღება იუ.ნ. რაბოტნოვმა, რომელიც წარმოადგენს მასალის სტრუქტურის არსებით გათვალისწინებას მარმირებულ ელემენტების დონეზე – გარემოება, რომელიც არ არის დამახასიათებელი მყარი სხეულის კლასიკურ მექანიკისთვის. მარმირებელი ელემენტების დონეზე იქმნება მასალათა მექანიკური თვისებები; ბოჭკოების დალაგების მართვით, შესაძლებელია გარკვეულ ფარგლებში ვმართოთ მასალათა გამძლეობის ველები, "მოვარგეოთ" ისინი მოქმედ ძალებზე. უფრო მეტიც, ამ გზით იქმნება თვით მასალის ოპტიმალური დაგეგმარების პრინციპების შემუშავების შესაძლებლობები. სწორედ კომპოზიტებმა მოახდინეს მყარი სხეულის მექანიკის ამ განშტოების მატერიალიზება, რომელიც ბოლო პერიოდში ინტენსიურად ვითარდება. საკმარისია აღვნიშნოთ, ვ.ვ. ვასილევისა და ი.ფ. ობრაზცოვის [92], ვ.დ. პროტასოვისა [98] გ.ა. ტეტერსისა და რ.ბ. რიკარდსის [112], ს.ბ. ჩერევაკის [115] შრომებში; დაწვრილებითი ბიბლიოგრაფია მოცემულია კრებულში [52]. ხაზგასმით უნდა აღინიშნოს, რომ კომპოზიტების – მიმდინარე და სამომავლო – ფიზიკური თვისებების და ფორმირების ტექნოლოგიური პროცესების თეორიული საფუძვლების საწყისები, ასევე მდებარეობს მარმირებელი სტრუქტურული ელემენტების დონეზე. ამავე დონეზე გამოვლინდება რღვევის მრავალრიცხოვანი თავისებურებები (როგორცაა განშრევა, ბოჭკოების დანაწევრება და სხვ.), კომპოზიტების თვისებების სპეციფიკური თავისებურებები, როგორცაა ბლანტდრეკადობა პოლიმერული და პლასტიკურობა ლითონის მატრიებისათვის. სტრუქტურულ დონეზე განხორციელებულ ფიზიკურ-მექანიკური მოვლენების წარმოდგენებზე დაფუძნებული კომპოზიტებისაგან კონსტრუქციების რესურსისა და საიმედოობის პროგნოზირება [74].

კომპოზიტური მასალების მეცნიერებაში დაისახა ახალი ტენდენციები, დაკავშირებული მრავალფუნქციური დანიშნულების კონსტრუქციების შექმნის სურვილთან. აქედან გამომდინარე, ჩატარებულია კვლევები კომპოზიტების მიკრომექანიკის დარგში, რომლებიც შეისწავლიან შიდა ველებს გარემოში დისკრეტული სტრუქტურით (ნაკლოვანებების გათვალისწინებით),

ექსპლუატაციის პროცესში მასალების ეფექტური თვისებების ცვლილება, კავშირი მარმირებელი ელემენტების დონეზე სტრუქტურისა და ურთიერთობის თბოფიზიკური, ელექტროტექნიკური, მაგნიტური და სხვა თვისებებს შორის. გ.ა. ვანინის მიერ განზოგადებულია ამ მიმართულებით სამუშაოთა დიდი ციკლი [76].

მონოფენისა და სისქით ერთგვაროვანი ფენებისაგან $[0^\circ]$, $[0,90^\circ]$, $[\pm 0]$ შედგენილი მასალების აღწერისას, არაერთგვაროვნების განხილვიდან გამორიცხვა, ხორციელდებოდა ბოჭკოვანი კომპოზიტების დაყვანით ანიზოტროპულ გარემომდე; ეფექტური დეფორმირებადი მახასიათებლების განსაზღვრამ შეადგინა არმირებული გარემოთა თეორია ვ.ვ. ბოლოტინის და იუ.ნ. ნოვიჩკოვის [73] გ.ა. ვანინის [75], რ.მ. კრისტენსენის [82] ცნობილი მონოგრაფიები, ვ.ლ. ბიდერმანის ნაშრომებში, მაგალითად [69]). ამ მეთოდს აქვს ანალოგი: წიბოვანი ფირფიტების და გარსების განხილვისას მიღებულია სტრინგერების და შპანგოუტები საანგარიშო სქემების დაყვანით კონსტრუქციულად ანიზოტროპულ გარემოში [114]. კომპოზიტების პრინციპიალურს წარმოადგენს სტრუქტურულ დონეზე დაბრუნების შესაძლებლობა და აუცილებლობა, მაგალითად, სიმტკიცის ამოცანებში [88].

ენერგეტიკული პრინციპის შემოღება - გადაწყვეტი წვლილი შეიტანეს ვ.ვ. ბოლოტინის და მისი სკოლის ნაშრომებმა [73] (იქვე დაწვრილებითი ბიბლიოგრაფია) – ააღორძინა ინტერესი კარგად დამუშავებულ ანიზოტროპული სხეულის დრეკადობის თეორიასთან. ამ მიმართულებით ნაწარმოების უმრავლესობა შეიცავს მითითებებს ს.გ. ლეხნიცკის წიგნებზე [85], რომელმაც ვ.ვ. ბოლოტინის შენიშვნის მიხედვით გაასწრო თავის დროს.

განგარიშების მეთოდების დამუშავებას, წინ უძღოდა თანამედროვე ტიპის კომპოზიტების კონსტრუქციული თვისებების შესწავლა. მიღებული იქნა საიმედო რიცხვითი მონაცემები; ყველაზე სრულყოფილი მოცემულია გ.მ. გუნიაევის წიგნში [69]. ამ მონაცემებმა მოგვცა საშუალება, შევაფასოთ არა მხოლოდ თვისებები არმირების მიმართულებით, არამედ აგრეთვე ძვრისა და განივი წინაღობა. აღმოჩნდა, რომ ბოჭკოვანი კომპოზიტების უმრავლესობას, ახასიათებს დრეკადი

და სიმტკიცითი თვისებების მნიშვნელოვანი ანიზოტროპია და არმატურის გასწვრივ გაჭიმვისას რეკორდულ თვისებებთან ერთად, ცუდად ეწინააღმდეგება ფენათაშორის ძვრას და განივი წინაღობის.

არაერთგვაროვანი კომპოზიტის ჩანაცვლება ეფექტური ერთგვაროვანი ანიზოტროპული სხეულით, წარმატებულად გამოიყენება სიხისტის, მდგრადობის, კოჭების, ფირფიტების და გარსების რხევების ამოცანების გადასაწყვეტად. დამახასიათებელი მომენტია – კირხჰოფ - ლიავის ტიპის ტრადიციული კინემატიკური ჰიპოთეზებზე უარის თქმა და დაზუსტებული ამონახსნების ძიება, რომლებიც შეიძლება "გრძნობდნენ" კომპოზიტების ცუდ წინაღობას ძვრაზე და განივ ძალაზე. ამ სფეროში განმსაზღვრელია ს.ა. ამბარცუმიანის ნამუშევრები; განსაკუთრებით გამოვყოთ წიგნი [67] და მიმოხილვა [66]. ძირითადი ყურადღება გამახვილდა ბოჭკოვანი კომპოზიტების ძვრაზე წინაღობის შესწავლას, განსაკუთრებით კი სიბრტყეებში, სადაც იგი ძირითადად განისაზღვრება მატრიცის მიერ (ე.წ. ფენათაშორისი ძვრა). ლაპარაკია კომპოზიტების ძვრაზე წინაღობის შესწავლაზე, აღრიცხვაზე და მართვაზე. ძვრების აღრიცხვამ გამოიწვია ღეროების [111], ფირფიტების [97, 67], და გარსების [76, 66] გაანგარიშების დაზუსტებული მეთოდების შემუშავება, რომლებიც ითვალისწინებს ბოჭკოვანი კომპოზიტების ამ თვისებურებას, და ძვრაზე და განივ ცუდი წინაღობის აღმოფხვრის გზების ძიებას. პერსპექტივებია – და ეს არის ერთ-ერთი მთავარი გზა – სივრცული არმირების სქემებზე გადასვლა [116]. შემუშავებულია და დაყვანილია პრაქტიკულ რეალიზაციამდე, ფენოვანი კონსტრუქციების რიცხვითი ანალიზის მეთოდები კომპოზიტების სპეციფიკური თვისებების გათვალისწინებით; გამოვყოთ ნ.ა. ალფუტოვის და მისი მოწაფეების წიგნი [116]. პროგრესი მიღწეულია კომპოზიტური კონსტრუქციების თხელკედლიანი ელემენტების გაანგარიშებაში. უვნასკნელ წლებში, ა.ე. ბოგდანოვიჩის მიერ [70] დაიხვეწა ორთოტროპული თხელკედლიანი გარსების დაზუსტებული თეორია, რომელიც ითვალისწინებს გეომეტრიული არაწრფივობას, განივი ძვრების დეფორმაციებს, ფორმის საწყის არასრულყოფილებას. შემუშავებულია არასტაციონარული დეფორმირების და ბოჭკოვანი კომპოზიტებისაგან

ცილინდრული გარსების ფენობრივი რღვევის გაანგარიშების მეთოდი, ვიბრაციულ და იმპულსური მკუმშავი ძაბვების დროს.

წარმატებები კომპოზიტების მექანიკის განვითარებაში, იძლევა საშუალებას შეიქმნას განზოგადებული ნაშრომები კომპოზიტებისაგან კონსტრუქციების გაანგარიშების მეთოდებზე. განსაკუთრებით გამოვყოთ ვ.ვ. ვასილევის წიგნი [77], რომელშიც ორგანულად არის შერწყმული, თანამედროვე ბოჭკოვანი კომპოზიტების კონსტრუქციული თვისებების თავისებურებების გათვალისწინება და საწყისი განტოლებების საინჟინრო სიზუსტე, რაც გვაძლევს საშუალებას პრაქტიკაში მოვახდინოთ კომპოზიტების მაღალი პოტენციური შესაძლებლობების რეალიზება.

ცალკეული მიმართულებად ჩამოყალიბდა ნამუშევრები, სქელკედლიანი კონსტრუქციების გასაანგარიშებლად მონოლითურობაზე და ენერგოტევადობაზე. ცუდი წინაღობა განივი ძალისა, დიდწილად განსაზღვრავს კომპოზიტებისაგან სქელკედლიანი დახვეული ნაკეთობების მონოლითურობას. ნათქვამმა მოითხოვა, რადიალური ძაბვების განსაზღვრის დაზუსტებული მეთოდები და ტექნოლოგიური და კონსტრუქციული მეთოდების შემუშავება, რომლებიც აღმოფხვრიან განშრეების საშიშროებას; ამ მიმართულებით ნამუშევრების მიმოხილვა მოცემულია ვ.ვ. ბოლოტინის [72] მოხსენებაში, [55] განზოგადებულ ლატეის სსრ მეცნიერებათა აკადემიის პოლიმერების მექანიკის ინსტიტუტის ნამუშევრებში, ვ.ტ. ტომაშევსკის ნაშრომებში, კერძოდ მოხსენებაში მექანიკოსების V ყრილობაზე ალმა-ატაში [113], ვ.ლ. ბლაგონადეჟინის და თანამშრომლების ნამუშევარში [71].

კომპოზიტები აღმოჩნდნენ პერსპექტიული მასალები ენერჯის ინერციული დამგროვებლების – მქნევარებისათვის, რომელიც იძლევიან საშუალებას დავაგროვოთ დიდი რაოდენობით ენერჯია მასის ერთეულზე. ენერგოტევადობით დაგეგმარება, დიზაინი, არ ჯდება მანქანათა ნაწილების გაანგარიშების ტრადიციულ მეთოდების ჩარჩოებში. აღნიშნულმა მოითხოვა, კომპოზიტებისაგან სხვადასხვა სახის ენერგოტევადი ელემენტები ანალიზის [95]

გარდა მიდგომების ძიება, რომლებიც იძლევიან საშუალებას გამოვაკლინოთ მზრუნავი დეფორმირებადი სხეულებით კინეტიკური ენერჯის დაგროვების საერთო კანონზომიერებები (გ.გ. პორტნოვი [96]).

თანამედროვე კომპოზიტების სპეციფიკური თვისებები – არაერთგვაროვნება, ანიზოტროპია, არადრეკადობა – მოითხოვენ უფრო სპეციალიზებული ხასიათის თეორიების აგების გზების ძიებას, ვიდრე დრეკადობის თეორია და ანიზოტროპული სხეულის რეოლოგია, რომლებიც ითვალისწინებენ რეალურ სტრუქტურას. ამ ამოცანის წინაშე მდგარი სირთულეები აშკარაა. ამიტომ აღნიშნული ამოცანისათვის აუცილებელია საინჟინრო მიდგომა. მოდელები სიღრმე უნდა შეესაბამებოდეს კომპონენტების თვისებებზე ინფორმაციის სიზუსტეს, მათ შეფუთვას და მასალასთან ურთიერთქმედებას. ამასთან დაკავშირებით უნდა აღინიშნოს ა.მ. სკუდრეს და ფ.ი ბულავსის მიერ შესრულებული ნამუშევრები [106] არმირებული პლასტიკების სტრუქტურულ თეორიაში.

რიგი ამოცანებისათვის, როდესაც მაარმირებელი ბოჭკოების და ძირითადი ძაბვების ტრაექტორია არ ემთხვევა ერთმანეთს, არსებითია მასალის ბლანტდრეკადობის გათვალისწინება. დიდი როლი შეასრულეს იუ.ნ. რაბოტნოვის ნამუშევრებმა მემკვიდრეობითი სხეულების მექანიკის სფეროში, რაც შეჯამებულია მონოგრაფიაში [102]. საქმე იმაშია, რომ პოლიმერული მატრიცა კომპოზიტებს ხდის ძალიან მგრძნობიარეს ნიმუშის ძალურ და ტემპერატურულ ისტორიასთან - დამზადების ტექნოლოგიასთან და შემდგომი ექსპლუატაციის რეჟიმთან. კომპოზიტების ტექნოლოგიური უპირატესობა რიგ შემთხვევებში, განსაკუთრებისას, გაუმართლებლად იყო გაფართოებული. ტექნოლოგიების შესაძლებლობები დიდია, მაგრამ არა შეუზღუდავია. ტექნოლოგიური შეზღუდვები ბევრად უფრო დიდ როლს თამაშობენ კონსტრუქციის დაგეგმარებისას კომპოზიტებისგან, ვიდრე ლითონებისგან. განსაკუთრებით მგრძნობიარეა ფორმირების პარამეტრებთან მატრიცით განსაზღვრული მახასიათებლები, როგორცაა ფენათაშორისი ძვრის და განივი წინააღობა. აქედან გამომდინარე, ინტერესი პრობლემისათვის "ტექნოლოგია – სიმტკიცე" [97, 110],

"მზარდი" სხეულის თეორიის შექმნისათვის, დახვევის მექანიკისა და შემდგომი გამყარებისათვის, და აგრეთვე არმატურის ოპტიმალური დალაგების კანონების, ფორმირების და გამყარების რეჟიმების ძიებისათვის; ამ მიმართულების ნამუშევრები დაწვრილებით განიხილება [72, 55]. არასაკმარისად არის შესწავლილი ნახევრადფაბრიკატების მზა ნაკეთობად გარდაქმნის პროცესი და სქელკედლიანი ნაკეთობების გამყარებისას, განშრეების საშიშროების აღმოფხვრა [103].

არმირებული პლასტიკების ცოცვადობა, ძირითადად განპირობებულია პოლიმერული შემკვრელის ცოცვადობით. ბოჭკოების, ბოჭკოები, გარდა ორგანულისა, პირველ მიახლოებაში შესაძლებელია განიხილებოდეს როგორც მყიფე. 1948 წელს შემოთავაზებულმა სინგულარული ცოცვადობის ბირთვმა ფუნქციების სახით ჰპოვა ფართო გამოიყენება მყარი დეფორმირებადი სხეულის მექანიკაში და საერთო აზრით წარმოადგენს ყველაზე უნივერსალურ ბირთვს-ვოლტერას წრფივ მემკვიდრეობით თეორიაში. ეს მნიშვნელოვნად უწყობს ხელს ბირთვების ფართო შესაძლებლობები, რომლებიც უზრუნველყოფენ კონსტრუქციული მასალების რეოლოგიური თვისებების საჭირო სიზუსტეს და ავტორისა და მისი თანამშრომლების მიერ გულმოდგინეთ დამუშავებული შესაბამისი ოპერატორების ალგებრა.

უკანასკნელ ხანს დიდი ყურადღება ექცევა რღვევის მექანიკის პრობლემას, მათ შორის კომპოზიტების რღვევის სპეციფიკურ სახეობებს, როგორცაა მატრიცაში ბოჭკოების დაბზარვა, და ა.შ., სხვადასხვა მექანიზმების გაგებას და რღვევის პირობების ჩამოყალიბებას. საკმარისია აღინიშნოს იუ.ნ. რაბოტნოვისა და ა.ნ. პოლილოვის რიგი ნამუშევრები, რომელთა განზოგადება მოცემულია [102], და იუ.ვ. სუვოროვას შრომები [108] კომპოზიტების დეფორმირებასა და რღვევის არაწრფივ მოდელებში. იუ.ნ. რაბოტნოვის რედაქტირებით გამოშვებულმა ენციკლოპედიური გამოცემის "რღვევა" 7 ტომის თარგმანმა [112] შეასრულა მნიშვნელოვანი როლი სპეციალისტების გაცნობაში საზღვარგარეთ კომპოზიტების რღვევის მექანიკაში მიღწეულ წარმატებებთან.

იუ.ნ. რაბოტნოვმა მნიშვნელოვანი წვლილი შეიტანა მყიფე მასალების ხანგრძლივი სიმტკიცის თეორიის განვითარებაში [104]. შემოთავაზებულია რღვევის მოდელი, რომლის შესაბამისად მყიფე მასალაში ხანგრძლივად მოქმედი დატვირთვისას წარმოიქმნება ბზარები, რომლებიც იზრდება დროთა განმავლობაში და გარკვეულ მომენტში წარმოიქმნება მაგისტრალური ბზარი და ხდება რღვევა. ბზარების ზრდის პროცესის შესაფასებლად E მიღებულია დაზიანებადობის პარამეტრი. აღნიშნული იდეები აღმოჩნდნენ ნაყოფიერები არმირებული პლასტიკების ცოცვადობის სტრუქტურული თეორიის განვითარებისათვის. განსახილველი პროცესების აღწერისათვის ა.მ. სკუდრამ და მისმა თანამშრომლებმა [107, 59] გამოიყენეს იუ.ნ. რაბოტნოვის მიერ შემოღებული ინტეგრალური ბირთვები და დაზიანებადობის ფუნქცია.

კომპოზიტების დეფორმირების და რღვევის მოდელები ძირითადად ეყრდნობიან საწყის ინფორმაციას, რომელიც მიღებულია მონოფენის ან მთლიანად პაკეტის მექანიკური გამოცდებიდან. აქედან გამომდინარეობენ გაზრდილი მოთხოვნები ამ ინფორმაციის სიზუსტისა და უტყუარობის მიმართ. კომპოზიტების მექანიკური თვისებები, განსხვავებით ლითონებისგან, ხასიათდება ექსპერიმენტული მუდმივების მეტი რაოდენობით. მათი განსაზღვრა დაკავშირებულია არსებით მეთოდურ სირთულეებთან. პრაქტიკაში გამოიყენება ნიმუშების დამზადების, ექსპერიმენტების მეთოდის მრავალი ფორმა, ზომები და ტექნოლოგიები. ეს იწვევს შედეგების შეუდარებლობას და ქმნის კომპოზიტების კონსტრუქციული შესაძლებლობების შესახებ წინააღმდეგობრივ გარემოს. მექანიკური გამოცდების პრობლემისადმი რეალისტური მიდგომა მოითხოვს კომპოზიტების სიმტკიცისა და სიხისტის განმსაზღვრელი მახასიათებლებისა და განსაზღვრის მეთოდების ზუსტ რეგლამენტაციას, აძლიერებს არსებული მეთოდების კრიტიკული ანალიზის, მათი შეფასებისა და განზოგადების აუცილებლობას. წიგნში [109] გაკეთებულია მცდელობა შეირჩეს და შეფასდეს მსოფლიო გამოცდილების გათვალისწინებით (პირველ რიგში ამერიკის შეერთებული შტატების), თანამედროვე ბოჭკოვანი კომპოზიტების ბრტყელ და რგოლისებურ ნიმუშების გაჭიმვაზე, კუმშვაზე, ძვრაზე და ღუნვაზე გამოცდების

ყველაზე პერსპექტიული მეთოდები, რომელიც გამოვიდა სამი გამოცემით და ითარგმნა ამერიკის შეერთებულ შტატებში. გამოცდების მეთოდების შერჩევა და მათი გამოყენება, სფეროების დასაბუთება სხვადასხვა კლასის კომპოზიტებისათვის ეყრდნობა მდიდარ ფაქტობრივ მასალას.

კონსტრუქციული მასალების პრობლემა გლობალური პრობლემაა; მისდამი ინტერესი გამოვლენილია ბევრ ქვეყანაში. იუ.ნ. რაბოტნოვის ბოლო პროექტს კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკის სფეროში, იყო კომპოზიტების საერთაშორისო ცნობარის ოთხტომეულის გამოცემა.

ს. ტ. მილეიკოსთან ერთად, მან მიიზიდა ამ ურთულესი იდეის განხორციელებისათვის ლონდონის სამეფო საზოგადოების წევრი ა. კელი და რიგი წამყვანი უცხოელი სპეციალისტები, კომპოზიტების მექანიკის და ტექნოლოგიის დარგებში. სიცოცხლის განმავლობაში იუ.ნ. რაბოტნოვის სიცოცხლეშივე გამოვიდა ორი ტომი: ტომი 4 მიძღვნილი კომპოზიტების ტექნოლოგიებს და ტომი 3- მიძღვნილი კომპოზიტების რღვევისადმი. 1986 წელს მკითხველმა მიიღო ტომი 1- მაღალი სიმტკიცის ბოჭკოებისათვის. ბოლოს 1988 წელს გამოვიდა ტომი 2 - კომპოზიტებისაგან კონსტრუქციების გაანგარიშების მეთოდებზე. მოკლედ დავახასიათოდ ეს ტომები.

ტომი 1. კომპოზიტების მაღალი კუთრი სიმტკიცე და სიხისტე განპირობებულია მაარმირებელი ბოჭკოებისაგან, რომლებიც ქმნიან მასალის მზიდ კარკასს. ამომწურავ ინფორმაციას კომპოზიტებში გამოყენებული თანამედროვე მაღალი სიმტკიცის, მაღალმოდულურ ბოჭკოების ყველა ტიპზე შეიცავს პირველი ტომი, რომელშიც მოთავსებული 28 სტატია დაჯგუფებულია სამ ნაწილად ბოჭკოების არაორგანულად, ნახშირბადავანად და ორგანულად ტრადიციული კლასიფიკაციის მიხედვით. ტომის პირველ ნაწილში, სადაც შეკრებილია სტატიები ყველა სახის არაორგანულ ბოჭკოებზე, ყურადღებას იპყრობს სილიკონის კარბიდის ბოჭკოების და მათი სამრეწველო წარმოების ტექნოლოგიის ერთ-ერთი შემქმნელის მიმოხილვითი სტატია. შეიძლება ითქვას, რომ ამ ბოჭკოს უნიკალური თვისებების გამო, უახლოეს წლებში ისინი დაიკავებენ

ერთ-ერთ წამყვან ადგილს ბოჭკოვანი კომპოზიტების ტექნოლოგიაში, რაც გამოიწვევს ხარისხობრივ ცვლილებებს თანამედროვე ტექნიკის ბევრ დარგში.

ტომის მეორე და მესამე ნაწილი შეიცავს სტატიებს, რომლებიც მიძღვნილია ნახშირბადოვანი და ორგანული ბოჭკოების მიღების ტექნოლოგია და გამოყენების სხვადასხვა ასპექტებს და წარმოადგენს ინტერესს შესაბამისი ბოჭკოების ცალკეული სახეობების მიღების მეთოდების, სტრუქტურისა და თვისებებთან დაკავშირებული საკითხების სპეციალიზაციის გამო. შემდგომ მოდის ტომის 1 სრული სარჩევი.

ტომი 2. თანამედროვე ბოჭკოვანი კომპოზიტებისაგან დამზადებულ რთული კონსტრუქციების მაღალი ღირებულება და ხშირად უნიკალურობა, ასევე მზიდუნარიანობის დაკარგვის სახეობების და ფორმების მრავალფეროვნება, რაც განპირობებულია მასალების ტიპების და არმირება სქემების მრავალფეროვნობით, განსაკუთრებით აქტუალურს ქმნის დაგეგმარების ადეკვატური მეთოდების შექმნის პრობლემას, რაც იძლევა საშუალებას შემცირდეს ნატურული ექსპერიმენტების რაოდენობა.

ეს ტომი უკვე მზადდებოდა დასაბეჭდად ერთდროულად მასში შეტანილი უცხოური ავტორების სტატიების თარგმანთან, როდესაც დარჩენილი ტომები დიდი ხნის წინ იყო დაბეჭდილი. ეს ნაწილობრივ განპირობებული იყო იმით, რომ მასში შესული სტატიები დაკავშირებულია კომპოზიტების გამოყენებითი მექანიკის დაგეგმარების მიმდინარე პრაქტიკისათვის ძალზე აქტუალურ საკითხებს. ტომი დაყოფილია ორ ნაწილად, რომელთაგან ერთი, რომელიც ეძღვნება ფენოვან კომპოზიტების თავისებურებებთან დაკავშირებულ ეფექტების ანალიზს, მათი ზეგავლენის შეფასებას კომპოზიტებისაგან დამზადებულ კონსტრუქციების მზიდუნარიანობაზე და მეორე ნაწილი - ტიპური კონსტრუქციების გაანგარიშებას და დაგეგმარებას. შემდგომ მოდის ტომი 2-ის სრული სარჩევი.

ტომი 3. რღვევის პროცესში შესაძლო სიტუაციებს მრავალფეროვნება გულისხმობს, კომპოზიტების რღვევის მექანიზმების ყოველმხრივ მიდგომას. ეს

ტომი მოიცავს, ფართო სპექტრს კომპოზიტებისაგან დამზადებული კონსტრუქციების მზიდუნარიანობის შეფასებასთან და რღვევის პროგნოზირების პრობლემასთან საკითხების ფართო სპექტრს. არმირებული პლასტიკების რღვევის მიკრომექანიკასთან, კომპოზიტების დეფექტების სხვადასხვა ორიენტაციით დინამიკასთან, კომპოზიტის კომპონენტებში ფაზათაშორისი და ფაზათაშიგნითი ბზარებით დამაბული მდგომარეობასთან დაკავშირებულ სტატიები, იძლევიან ბოჭკოვანი კომპოზიტების რღვევის მექანიკის თანამედროვე მდგომარეობის საკმაოდ სრულ და ობიექტურ წარმოდგენას. დანარჩენი სტატიები, ეძღვნება კომპოზიტების თვისებების ექსპერიმენტული შეფასების და მათი აღწერის ფენომენოლოგიური კრიტერიუმების საშუალებით აქტუალურ საკითხებს. თუმცა ტომის რვა სტატია არ არის და სრულად ვერ ამოწურავს პრობლემის მრავალფეროვნებას, ისინი აუცილებლად იპოვიან მათ დაინტერესებულ მკითხველს. შემდგომ მოდის ტომი 3-ის სრული სარჩევი.

ტომი 4. როდესაც საქმე ეხება კომპოზიტურ მასალას, ყოველთვის იგულისმევა კონკრეტულ ნაწარმი და მისი საწყისი მასალებიდან - მარმირებელი ბოჭკოებისა და შემკვრელისაგან მიღების ხერხი. ამგვარად, გადამუშავების ტექნოლოგია, რომლის პროცესში ყალიბდება თანამედროვე კომპოზიტის თვისებების მთელი კომპლექსი, წარმოადგენს კომპოზიტების მექანიკის სისტემის შემადგენელ რგოლს. მასალათა ტექნოლოგიების საკითხები ყოველთვის აქტუალურია და თანამედროვე ტექნოლოგიების უმნიშვნელოვანესი სფეროების განვითარებაში საკვანძო ადგილი უკავიათ. ბოლო, მეოთხე ტომი წარმოადგენს მთელი გამოცემის ლოგიკური დასასრულს. მასში შეტანილი სტატიები ტექნოლოგიური ნაშრომების გამოქვეყნების სპეციფიკური ხასიათის გამო, ატარებენ ან შემეცნებით ხასიათს ან განაზოგადებენ უკვე დასრულებული და გამოქვეყნებული შრომების შედეგებს, ფართოდ გამოყენებულ მასალებზე. სტატიების უდიდესი მნიშვნელობა პირველ რიგში მდგომარეობს იმაში, რომ იძლევიან საშუალებას გამოიყოს ძირითადი თეორიული და ექსპერიმენტული პრობლემები, დაკავშირებული თანამედროვე კომპოზიტორთა ტექნოლოგიასთან და შემდგომი განვითარების პერსპექტივებთან.

წარმოდგენილი მიმოხილვისა და ტომის შინაარსიდან ჩანს, რომ ყველა ავტორს, რომლებიც მონაწილეობდნენ მრავალტომეულის შედგენაში, კარგად იცნობენ ჩვენს ქვეყანაში და საზღვარგარეთ, თარგმნიან, აქვთ მსხვილი შრომები. ჩამოთვლილი შრომებიდან, ბევრი ფართოდ არის მოხსენიებული სხვადასხვა პუბლიკაციებში. ეს ყველაფერი მიუთითებს მეცნიერების ფუნდამენტურ წვლილს კომპოზიტების მექანიკაში. კომპოზიტების ფართო სამრეწველო გამოყენება საჭიროებს ცოდნას, გაგებას და უნარს.

1.2 გამყარების რეჟიმის გავლენა ფენოვანი კომპოზიტებისაგან ფირფიტების სიმრუდეზე

ცხელი გამყარების შემკვრელის საფუძველზე, ფენოვანი კომპოზიტებისაგან დამზადებული ფირფიტები, ჩვეულებრივ მზადდება ცხელი დაწნევის მეთოდით ან ავტოკლავში. ორივე შემთხვევაში, ფირფიტა იქმნება წინასწარ გაჟღენთილი მასალის შრეობრივად დალაგებით ბალიშად წოდებულ ბრტყელ ფოლადის ფირფიტაზე. დალაგების პროცესში გამოიყენება დამხმარე ფენები (გამყოფი ფენა; ჭარბი შემკვრელის შთამნთქმელი ფენები და სხვ.), რომლებიც არანაირ ინტერესს არ წარმოადგენენ ამ თვალსაზრისით განხილვაში. ფენის წინასწარ განსაზღვრული რაოდენობის დალაგების შემდეგ, პაკეტს დაედება მეორე ფოლადის ფირფიტა და ხშირად ევაკუუმირდება. მომდევნო ეტაპზე აწყობილი პაკეტი განიცდის გამყარებას მაღალი ტემპერატურისა და წნევის ზემოქმედებით. გამყარების რეჟიმი, განისაზღვრება გამოყენებული შემკვრელების ნაირსახეობის მიერ.

საჭირო დროის გასვლის შემდეგ, შემკვრელის მთლიანად გამყარდება და ტემპერატურა ნელა ამცირებენ ოთახის ტემპერატურამდე. მოდებული წნევის მოხსნის შემდეგ ფენოვანი კომპოზიტი მზად არის პრესისა და ავტოკლავიდან გამოსაღებად. სიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტის შემთხვევაში, გაცივებული

ფირფიტა, ფოლადის ფირფიტების მოცილების შემდეგ, ბრტყელია. თერმული გაფართოების განსხვავებული კოეფიციენტების და სხვადასხვა ფენების დრეკადი თვისებები გამო, კომპოზიტში გაციების შემდეგ შეიძლება განვითარდეს მნიშვნელოვანი ნარჩენი ძაბვები, რომელთა მაღალმა დონემ შეიძლება გამოიწვიოს მასალის დაზარვა. სიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტში, ბზარები პრაქტიკულად წარმოადგენს ერთადერთ ნიშანს, რომელიც ცხადყოფს ნარჩენი ძაბვების არსებობაზე. თუ ფენოვანი კომპოზიტი არასიმეტრიულია, ფოლადის ფილების მოცილება გაციების შემდეგ იწვევს საგრძნობ ნარჩენი მოვლენების, კერძოდ, გამყარებული ფირფიტის გამრუდებას. ფენის დალაგების თანმიმდევრობიდან გამომდინარე, შესაძლებელია სიბრტყეზე მნიშვნელოვანი დეფორმაციების წარმოქმნა, რომლების მრავალჯერ აღემატებიან ფირფიტის სისქეს.

მიუხედავად არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტების შესაძლო დალაგების მრავალსახეობისა, ექსპერიმენტებში დაფიქსირდა მხოლოდ ფირფიტის უნაგირა და ცილინდრული კონფიგურაციები, რომლებიც შეესაბამებიან სიბრტყიდან დეფორმირებას. ეს გარემოება განხილულია ნაშრომში [88], რომელშიც განხილულია ორი სახის ფირფიტები: სხვადასხვა სისქის ფენების ორთოგონალური დაწყობით $(0_4/90_4)_T$, $(0_{10}/90_{10})_T$ და ირიბკუთხა დაწყობით $(0/60/90_4)_T$ და $(+45_2/-45_2)_T$. მიმართულებები უნაგირა ზედაპირის ან ცილინდრის ძირითადი სიმრუდის ხაზების გასწვრივ შეიძლება არ ემთხვეოდეს ფენოვანი ფირფიტის მხარეების მიმართულებებს.

მოყვანილი მაგალითებიდან გამომდინარეობს, რომ არასიმეტრიული დალაგების ფენოვანი კომპოზიტების ფირფიტების ზომები წარმოადგენენ მნიშვნელოვან მახასიათებლებს, რომლებიც განსაზღვრავენ ფირფიტების კონფიგურაციას, მათი გაგრილებისას გამყარების ტემპერატურიდან ოთახის ტემპერატურამდე.

არასიმეტრიული კომპოზიტებისაგან ფირფიტების კიდევ ერთი დამახასიათებელი თვისება უკავშირდება ცილინდრულ კონფიგურაციას. ზოგიერთი ფირფიტა შესაძლებელია იძულებით გადაყვანილ იქნას, ერთი

ცილინდრული კონფიგურაციიდან მეორეში. ამავე დროს, არსებობენ ფირფიტები, რომლებიც იღებენ მხოლოდ ერთადერთ შესაძლო ცილინდრულ კონფიგურაციას. მეორეს მხრივ, უნაგირა კონფიგურაცია ყოველთვის ერთადერთია. შემდგომ იქნება ნაჩვენები, როგორ არის შესაძლებელი დადგინდეს, წარმოადგენს კონფიგურაცია ცილინდრულს ან უნაგირას, ხოლო ცილინდრულის შემთხვევაში დადგინდეს, წარმოადგენს თუ არა ის ერთადერთ შესაძლოს მოცემული ფირფიტისათვის არასიმეტრიული დალაგებით. გარდა ამისა, შესაძლოა ვაჩვენოთ, რომ ოთახის ტემპერატურაზე ცილინდრული ფორმის მქონე ფირფიტას შეუძლია გამყარების ტემპერატურაზე მიიღოს უნაგირა კონფიგურაცია.

მოყვანილი მაგალითებიდან გამომდინარეობს, რომ რიგი მახასიათებლებისა, რომლების დამახასიათებელია მხოლოდ არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტებისათვის, შეუძლებელია ვიწინასწარმეტყველოთ მეთოდის მეშვეობით, რომელსაც ჩვეულებრივ უწოდებენ ფენოვანი ფირფიტების კლასიკურ თეორიას და რომელიც გადმოცემულია ცნობილ მონოგრაფიებში, მაგალითად [31, 17, 41]. არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტების ქცევის ახსნის გასაღებს წარმოადგენს ის ფაქტი, რომ გადაადგილებები სიბრტყიდან, რომლების განსაზღვრავენ ფირფიტების კონფიგურაციას, მრავალჯერ აღემატება მათ სისქეს. ნებისმიერი თეორიას, რომელიც არ ითვალისწინებს დიდი ჩაღუნვებით გამოწვეულ გეომეტრიული არაწრფივობას, მიყვევართ ამგვარ ამოცანებში მცდარ შედეგებამდე. შემდეგ ქვეთავში განვითარებულია თეორია, რომელიც ითვლის გეომეტრიული არაწრფივობის ზეგავლენას და განმარტავს არასიმეტრიული კომპოზიტებისაგან დამზადებული ფირფიტების უჩვეულო ქცევას.

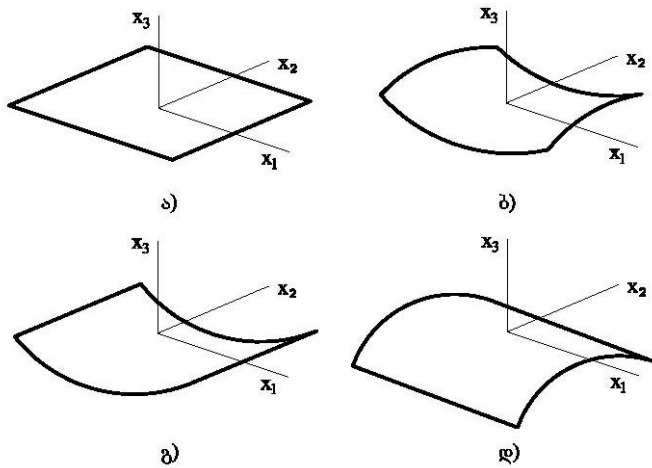
1.3 თეორიის დამუშავება

შესასწავლი პრობლემა სქემატურად წარმოდგენილია ნახ. 1.1-ზე. ფენოვანი ფირფიტა, ბრტყელი და არადეფორმირებული გამყარების გაზრდილ ტემპერატურაზე, წარმოდგენილია ნახ. 1.1 (ა)-ზე მიღებულ კოორდინატთა

სისტემასთან x_1, x_2, x_3 ერთად. კოორდინატა სისტემის სათავე მდებარეობს არადეფორმირებული ფენოვანი ფირფიტის გეომეტრიულ ცენტრში. როგორც აღინიშნა შესავალში, ამ თავშის შეისწავლება მხოლოდ ორთოგონალურად არმირებული ფენოვანი კომპოზიტები. ეს ნიშნავს, რომ ფირფიტის ფენებში ბოჭკოების მიმართულება ემთხვევა x_1 ღერძის ან x_2 ღერძის მიმართულებას. ფირფიტის ჩამოთვლილი კონფიგურაციები ოთახის ტემპერატურაზე ნაჩვენებია ნახ. 1.1 (ბ) - (დ)-ზე; უნაგირა ზედაპირი – ნახ. 1.1. (ბ) და ცილინდრული – ნახ. 1.1 (გ) და (დ). შეიძლება წარმოვიდგინოთ, რომ ზოგიერთი ფენოვანი ფირფიტებისთვის ცილინდრული კონფიგურაციები ერთმანეთში გადადიან მექანიზმის მეშვეობით, თუმცა არსებობენ ერთადერთი შესაძლო კონფიგურაციის მქონე ფირფიტები. რადგან განხილული ფენოვანი კომპოზიტები ორთოგონალურად არიან არმირებულნი, უნაგირა ზედაპირების და ცილინდრების ძირითადი სიმრუდის ხაზები მიმართულია შერჩეული კოორდინატა სისტემა ღერძების გასწვრივ. ფენოვანი კომპოზიტები, ორთოგონალურად არმირებულნი კოორდინატა სისტემაში, რომელთა ღერძები არ შეესაბამებინა ფირფიტის მხარეების მიმართულებებს, მოცემულ წიგნში არ განიხილება.

მთავარ მიზანს წარმოადგენს, არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტებისაგან ფირფიტების ქცევის ყველაზე მნიშვნელოვანი მექანიზმების დადგენა, რაც უნდა იქნეს გათვალისწინებული მათი თერმომექანიკური გაგრილების ანალიზისას, რათა რაც შეიძლება ზუსტად მოხდეს გადასვლის მოდელირება საწყისი ბრტყელი კონფიგურაციიდან (ნახ. 1.1 (ა)) დეფორმირებულ კონფიგურაციამდე (ნახ. 1.1 (ბ), (გ), (დ)). ამ თვალსაზრისით, დიდი მნიშვნელობა აქვს იმ ფაქტს, რომ ფენოვანი ფირფიტის ზომები ახდენენ გავლენას იმაზე, გადადის თუ არა გაგრილებისას ბრტყელი ფორმიდან (ნახ. 1.1 (ა)) უნაგირა ფორმამდე (ნახ. 1.1 (ბ) ან ცილინდრულ ფორმამდე (ნახ. 1.1 (გ))). გარდა ამისა, აუცილებელია გავითვალისწინოთ სხვა ცილინდრულ კონფიგურაციაზე გადასვლის შესაძლებლობა (ნახ. 1.1 (დ)). მათემატიკურად უკანასკნელი პრობლემა ნიშნავს, ძირითადი განტოლებების ჯერადი ამონახსნების არსებობას (ე.ი. ორი

გაწონასწორებული კონფიგურაციისა ერთი და იგივე ტემპერატურაზე). ამოცანა ჯერადი ამონახსნებით არ შეიძლება იყოს წრფივი. იგი უდავოდ უნდა იყოს არაწრფივი.



ნახ. 1.1. გეომეტრია და მიღებული ტერმინოლოგია: (ა) ფენოვანი ფირფიტა ბრტყელ გამყარების ტემპერატურაზე; (ბ) უნაგირა კონფიგურაციის ფენოვანი ფირფიტა ოთახის ტემპერატურაზე; გ) ცილინდრული ფენოვანი ფირფიტა ოთახის ტემპერატურაზე; (დ) ფენოვანი ფირფიტის სხვა შესაძლო ცილინდრული კონფიგურაცია ოთახის ტემპერატურაზე.

ენერგეტიკული მიდგომის საფუძველზე მუშავდება თეორია, რომელიც აღწერს არასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტების ქცევას. ამ მიდგომის არსი მარტივია. კონფიგურაცია (ან კონფიგურაციები), რომელიც აღინიშნება მოცემული ფენოვანი ფირფიტისთვის მოცემულ ტემპერატურაზე, – წარმოადგენს კონფიგურაციას, რომელიც შეესაბამება ფენოვანი კომპოზიტის საერთო პოტენციური ენერჯის მინიმუმს. იგულისხმევა, რომ ფენოვან კომპოზიტზე გამყარების ეტაპზე მოდებული მექანიკური ძალები, არ ასრულებენ მუშაობას კომპოზიტზე როცა ტემპერატურა მცირდება გამყარების ტემპერატურიდან- ოთახის ტემპერატურამდე. ამრიგად, საერთო პოტენციური ენერჯია უნდა ჩაითვალოს მხოლოდ დეფორმაციის ენერჯიად, გაციებულ ფენოვან კომპოზიტში.

დეფორმაციის ენერჯის სიმკვრივე, რომელიც ითვალისწინებს თერმული გაფართოების ზეგავლენას, განისაზღვრება ფორმულით

$$\omega = \frac{1}{2} \bar{c}_{ij} (e_i e_j - \alpha_i e_j \Delta T), \quad i, j = 1, \dots, 6. \quad (1)$$

აქ \bar{c}_{ij} – სიხისტის მატრიცა კოორდინატთა სისტემაში x_1, x_2, x_3 ; e_i – მასალის თერმული გაფართოების წრფივი კოეფიციენტები სისტემაში x_1, x_2, x_3 . ტემპერატურის ცვლილება განისაზღვრება სიდიდით ΔT ; დადებითი ΔT შეესაბამება ტემპერატურის ზრდას. იგულისხმევა, რომ \bar{c}_{ij} და α_i არ არიან დამოკიდებული ტემპერატურაზე. ეს მოსაზრება არ წარმოადგენს მნიშვნელოვან შეზღუდვას ანალიზის დროს. სიბრტყიდან დიდი დეფორმაციების გამო, რომლებიც დაკავშირებულია ტემპერატურის ცვლილებასთან, გამოიყენება გრინის დეფორმაციების ტენზორი განსხვავებით მცირე დეფორმაციების ტენზორისა დრეკადობის წრფივ თეორიაში. ამ მოსაზრებას დეფორმაციების ტენზორთა სახეობასთან მიმართებაში, წარმოადგენს ერთადერთ გადაცდომას ფენოვანი ფირფიტების კლასიკური თეორიიდან, რომელიც გამოყენებულია ამ თეორიის დამუშავებისას. იგულისხმევა, რომ კირკოფის ჰიპოთეზა სამართლიანია და თითოეული ფენა იმყოფება ბრტყელ დამაბულ მდგომარეობაში. უკანასკნელი ვარაუდი იმას ნიშნავს, რომ დეფორმირების ენერჯის სიმკვრივის გასაანგარიშებელ განტოლებაში (1) ითვალისწინება დეფორმაციის მატრიცის მხოლოდ სამი კომპონენტი: e_1, e_2 და e_6 . დეფორმაციის ეს სამი კომპონენტი შემდეგნაირად განისაზღვრება [60]:

$$\begin{aligned} e_1 &= e_1^0 - x_3 \frac{\partial^2 u_3^0}{\partial x_1^2}, \\ e_2 &= e_2^0 - x_3 \frac{\partial^2 u_3^0}{\partial x_2^2}, \\ e_6 &= e_6^0 - x_3 \frac{\partial^2 u_3^0}{\partial x_6^2}, \end{aligned} \quad (2)$$

სადაც

$$e_1^0 = \frac{\partial u_3^0}{\partial x_1} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_3^0}{\partial x_1} \right)^2,$$

$$e_2^0 = \frac{\partial u_3^0}{\partial x_2} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_3^0}{\partial x_2} \right)^2, \quad (3)$$

სიდიდეები e_1^0, e_2^0, e_6^0 – ფენოვანი ფორფიტის შუა $e_1^0 = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_1^0}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2^0}{\partial x_1} + \frac{\partial u_3^0}{\partial x_1} \frac{\partial u_3^0}{\partial x_2} \right)$ სიბრტყეს დეფორმაცია; u_1^0, u_2^0 და u_3^0 – მატერიალური წერტილის გადაადგილებებია შესაბამისად x_1, x_2 და x_3 მიმართულებებით. კვადრატული წევრები განტოლებებში (3) აღწერენ სიბრტყიდან (u_3^0) განპირობებულ გეომეტრიულად არაწრფივ ეფექტებს.

ბრტყელი დაძაბული მდგომარეობის დაშვებით და განტოლებაში (1) შემოკლებული ჩანაწერის გახსნით, მივიღებთ დეფორმაციის ენერჯის სიმკვრივისათვის შემდეგ გამოსახულებას:

$$\omega = \frac{1}{2} C'_{11} e_1^2 + C'_{12} e_1 e_2 + 2C'_{66} e_6^2 + \frac{1}{2} C'_{22} e_2^2 -$$

$$-(C'_{11} \alpha_1 + C'_{12} \alpha_2) e_1 \Delta T - (C'_{12} \alpha_1 + C'_{22} \alpha_2) e_2 \Delta T, \quad (4)$$

სადაც C' – დაყვანილი სიხისტეებია კოორდინატთა სისტემაში x_1, x_2, x_3 ორთოგონალურად არმირებული ფენოვანი კომპოზიტებისათვის, კომპონენტები C'_{16}, C'_{26} და α_6 ნულის ტოლია.

ფენოვანი კომპოზიტის მთლიანობაში განხილვით მივიღებთ სრული პოტენციური ენერჯის შემდეგ გამოსახულებას:

$$W = \int_{x_1 = -\frac{L_1}{2}}^{\frac{L_1}{2}} \int_{x_2 = -\frac{L_2}{2}}^{\frac{L_2}{2}} \int_{x_3 = -\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \omega dx_1 dx_2 dx_3. \quad (5)$$

მოყვანილი მოცულობითი ინტეგრალის ინტეგრირების ზღვრები ასახავენ იმ ფაქტს, რომ გამყარების მომატებულ ტემპერატურაზე ბრტყელ ფენოვან ფორფიტას ჰქონდა სიგრძე L_1 მიმართულებით x_1 , სიგრძე L_2 მიმართულებით x_2 და სისქე h

მიმართულებით x_3 . შეგახსენებთ, რომ კოორდინატა სისტემის სათავე მდებარეობს ფირფიტის გეომეტრიულ ცენტრში.

სრული პოტენციური ენერჯიისა მინიმალური მნიშვნელობის დასადგენად განტოლებები (2) და (3) ჩასმული იყო განტოლებაში (4), ხოლო მიღებული შედეგი - განტოლებაში (5). ვინაიდან x_3 კოორდინატა წარმოდგენილია ცხადი სახით, ინტეგრირებას x_3 მიმართ C'_{ij} ერთად მივყევართ ფუნოვანი კომპოზიტის მემბრანული, ღუნვით-მემბრანული და ღუნვითი სიხისტეების კომპონენტებთან A_{ij} , B_{ij} და D_{ij} . გარდა ამისა, ინტეგრირება x_3 შედეგად იძლევა ეფექტური თერმულ ძალებს N_1^T და N_2^T და მომენტებს M_1^T და M_2^T სიბრტყეში. ეს ეფექტური თერმული დატვირთვები შემდეგნაირად განისაზღვრება:

$$N_1^T = \Delta T \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (C'_{11}\alpha_1 + C'_{12}\alpha_2) dx_3, \quad (6a)$$

$$N_2^T = \Delta T \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (C'_{12}\alpha_1 + C'_{22}\alpha_2) dx_3, \quad (6b)$$

$$M_1^T = \Delta T \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (C'_{11}\alpha_1 + C'_{12}\alpha_2)x_3 dx_3, \quad (6c)$$

$$M_2^T = \Delta T \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (C'_{12}\alpha_1 + C'_{22}\alpha_2)x_3 dx_3. \quad (6d)$$

მაშინ სრული პოტენციური ენერჯის გამოსახულება მიიღებს შემდეგ სახეს

$$W = \int_{x_1 = -\frac{L_1}{2}}^{\frac{L_1}{2}} \int_{x_2 = -\frac{L_1}{2}}^{\frac{L_1}{2}} \omega(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, N_1^T, N_2^T, M_1^T, M_2^T, u_1^0, u_2^0, u_3^0, x_1, x_2) dx_1 dx_2. \quad (7)$$

სტანდარტული მნიშვნელობების W მოძებნას ცვლილებების u_1^0 , u_2^0 და u_3^0 შესაბამისად მივყევართ დიფერენციალურ განტოლებებთან და სასაზღვრო პირობებთან, რომლების განსაზღვრავენ ფენოვანი ფირფიტის კონფიგურაციას მოცემულ ტემპერატურაზე. ეს განტოლებები იქნებიან არაწრფივი დიფერენციალური განტოლებები კერძო მწარმოებლებით u_1^0 , u_2^0 და u_3^0 მიმართ როგორც ფუნქციების x_1 და x_2 . ეს განტოლებები არ იქნა გამოყვანილი, რადგანაც ითვლება, რომ, განსაკუთრებული შემთხვევების გარდა, შესაძლებელია ამ განტოლების მხოლოდ მიახლოებითი რიცხვითი გადაწყვეტილებები, მაგალითად სასრულ განსხვავებების ან სასრული ელემენტების მეთოდით. გარდა ამისა, პირველი ვარიაცია უზრუნველყოფს ინფორმაციას მხოლოდ გაწონასწორებულ კონფიგურაციებზე, რომლებიც შეიძლება არსებობდნენ ან არ არსებობდნენ ლაბორატორიულ ექსპერიმენტში [21].

რადგან ამოცანა არაწრფივია, ხოლო ექსპერიმენტში რეგისტრირდება ჯერადი კონფიგურაციები აუცილებელია განიხილოს გაწონასწორებული კონფიგურაციების მდგრადობის პრობლემა. მდგრადობის განტოლებებისათვის ამონახსნების მიღებას წონასწორობის განტოლებებთან ერთად, მივყევართ მნიშვნელოვანი განზომილების ამოცანასთან. ამიტომ რიცხვითი გაანგარიშებები და განსაზღვრავი პარამეტრების შესწავლა, დაკავშირებულია გამოთვლით სირთულეებთან. შემოთავაზებული მიდგომა მდებარეობს რიტცის გაგებით

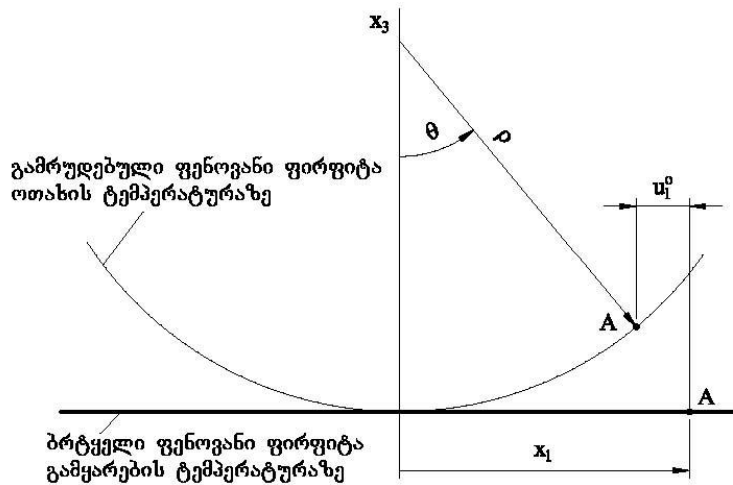
მიახლოებითი ამონახსნების ძიებაში, რომლების გამომდინარეობენ დეფორმირების ენერჯის გამოსახულებიდან (განტოლება (7)) და რომლების ახდენენ ამ გამოსახულების მინიმიზირება დასაშვები გადაადგილების ველების საფუძველზე.

სიბრტყიდან გადაადგილების დასაშვები ფორმა

$$u_1^0(x_1, x_2) = \frac{1}{2}(ax_1^2 + bx_2^2) \quad (8)$$

უცნობებთან ერთად და განსაზღვრას დაქვემდებარებული მუდმივები a და b აღწერენ ფენოვანი კომპოზიტის შესაძლო კონფიგურაციებს. ასეთი ფუნქციონალური დამოკიდებულება განსაზღვრავს u_1^0 -სათვის a და b პარამეტრებისაგან გამომდინარე სხვადასხვა კონფიგურაციებს: როდესაც $a = -b$, მაშინ იქნება უნაგირა კონფიგურაცია (ნახ. 1 (ბ).); როდესაც $a > 0, b = 0$ (ნახ. 1 (გ)) ან $a = 0, b < 0$ (ნახ. 1 (დ)), მაშინ იქმნება ცილინდრული კონფიგურაცია. სიბრტყეებში $u_1^0(x_1, x_2)$ და $u_2^0(x_1, x_2)$ გადაადგილებებისათვის ფუნქციონალური დამოკიდებულების შერჩევა არ არის აშკარა. მაგრამ, ნახ. 2 იძლევა გარკვეულ წარმოდგენას ამ ორი გადაადგილებისთვის ფუნქციონალური დამოკიდებულების შერჩევის შესახებ. ნახ. 2-ზე წარმოდგენილია ფენიანი დეფორმირებული კომპოზიტის განივი კვეთა სიბრტყეში x_1, x_3 . არ არის არსებითი დაკავშირებულია თუ არა ეს განივი კვეთი ცილინდრთან ან უნაგირა ზედაპირთან. ნახაზზე წარმოდგენილია ფენოვანი კომპოზიტის საწყისი ბრტყელი განივი კვეთი გამყარების ტემპერატურაზე და ამ კომპოზიტის განივი კვეთი უფრო დაბალ ტემპერატურაზე სიბრტყიდან დეფორმირების შემდეგ. ნახაზიდან ნათელია, რომ წერტილი A სიბრტყიდან დეფორმაციის გამო განიცდის მნიშვნელოვან გადაადგილებას კოორდინატის x_1 შემცირების მიმართულებით. კერძოდ, წერტილი A გადაადგილდება შემდეგი სიდიდით

$$u_1^0 = \rho \sin \theta - x_1, \quad (9)$$



ნახ. 1.2. ტემპერატურის ცვლილებით განპირობებული დეფორმირებული ბრტყელი ფენოვანი ფირფიტის სქემა

სადაც x_1 – არის A წერტილის კოორდინატა ოთახის ტემპერატურაზე უფრო მაღალი გამყარების ტემპერატურის დროს, და ρ და θ – წარმოადგენენ ნახ. 6-ზე მითითებულ გეოგრაფიულ პარამეტრებს. გახსნის მცირე კუთხეებისთვის

$$\sin \theta = \theta = -\frac{\theta^3}{3!}. \quad (10)$$

თუ დეფორმაციები სიბრტყეში (თაღოვანი) იგულისხმევა მცირეებად, მაშინ რკალის სიგრძე წერტილების O და A შორის უდრის $\rho\theta$ ან

$$\rho\theta = x_1. \quad (11)$$

საბოლოოდ, განტოლების (8) მივიღებთ

$$\frac{1}{\rho} \approx a. \quad (12)$$

ამიტომაც განტოლებების (9) — (12) კომბინირებით მივიღებთ

$$u_1^0 = -\left(\frac{a^2}{6}\right)x_1^3. \quad (13)$$

თუმცა, თერმული ეფექტები ახდებენ ზეგავლენას დეფორმირებული ფენოვანი კომპოზიტის რკალის OA (ნახ. 2) სიგრძეზე. მსგავსად ფენოვანი ფირფიტების კლასიკური თეორიისა, იგულისხმევა, რომ თერმული გაფართოების (ან შეკუმშვის) გავლენა კოორდინატის x_1 მიმართულებით წრფივია x_1 მიმართდა

$$u_1^0 = cx_1 - \frac{a^2}{6}x_1^3, \quad (14)$$

დაედება გადაადგილებას, რომელიც განპირობებულია დატრიალებით, ე.ი.

სადაც c – წარმოადგენს უცნობი მუდმივას.

მსგავს მსჯელობას სიბრტყის x_2, x_3 -ის მიმართ მივყევართ გამოსახულებამდე

$$u_2^0 = dx_2 - \frac{b^2}{6}x_2^3, \quad (15)$$

სადაც d – არის უცნობი მუდმივი და b განისაზღვრება განტოლებით (8). სიდიდეები a, b, c, d განისაზღვრებიან ენერგიის ფუნქციონალის მინიმიზაციის პროცესში.

(8), (14) და (15) გამოყენებით, განტოლებები (3) შეიძლება დავიყვანოთ შემდეგ სახემდე

$$e_1^0 = c, \quad e_2^0 = d, \quad e_6^0 = \frac{abx_1x_2}{2}. \quad (16)$$

ორთოგონალურად არმირებული ფენოვანი კომპოზიტების ტემპერატურის ცვლილებით გამოწვეული გეომეტრიულად არაწრფივი დეფორმაციების დროს, არ არსებობენ შუა სიბრტყის ძვრის დეფორმაციები e_6^0 . შეიძლება დავამტკიცოთ, რომ ეს ასევე სამართლიანია დიდი გეომეტრიულად არაწრფივი დეფორმაციების შემთხვევაში. დამოკიდებულებები (16) ეწინააღმდეგებიან ამ მტკიცებულებას ($e_6^0 \neq 0$ განტოლებაში (16)), ამიტომ გამოსახულებები (14), (15) u_1^0 და u_2^0 -სათვის უნდა მოდიფიცირდნენ, რათა უზრუნველყონ პირობის $e_6^0 = 0$ შესრულება.

$$\begin{aligned} u_1^0 &= cx_1 - \frac{a^2}{6}x_1^3 - \frac{ab}{4}x_1x_2^2, \\ u_2^0 &= dx_1 - \frac{b^2}{6}x_1^3 - \frac{ab}{4}x_1^2x_2. \end{aligned} \quad (17)$$

საბოლოოდ გამოსახულებებს u_1^0 და u_2^0 -სათვის მოდიფიცირების შემდეგ ექნებათ შემდეგი სახე

დამოკიდებულებები (17) ერთად (8) აყალიბებენ გადაადგილების სავარაუდო ველებს ასიმეტრიული ფენოვანი კომპოზიტებისათვის, რომლებიც არიან დეფორმირებულნი მასალის ტემპერატურის ცვლილების გამო მისი გამყარების ტემპერატურის მიმართ. ეს განტოლებები შეიძლება შეიცვალოს ჩავსვათ (2) - (5), ხოლო ისინი, თავის მხრივ - განტოლებაში (7) შემდგომი ინტეგრირებით კოორდინატების x_1 და x_2 მიმართ. ამგვარი ჩასმას მივყევართ შემდეგი სახის გამოსახულებამდე W -სათვის:

$$W = W(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, N_1^T, N_2^T, M_1^T, M_2^T, L_1, L_2, a, b, c, d). \quad (18)$$

შემდგომ მოიძებნება ფუნქციონალის სტაციონარული მნიშვნელობები W –სათვის სიდიდეების a, b, c, d ვარიაციების მიხედვით. განტოლების (18) ინტეგრირება კოორდინატებით x_1 და x_2 საკმაოდ რთულია და მივყევართ რთულ გამოსახულებასთან W –სათვის. მაგრამ პირველი ვარიაცია სიდიდეების a, b, c და d მიმართ იძლევა შემდეგი სახის გამოსახულებას

$$\delta W = f_1 \delta a + f_2 \delta b + f_3 \delta c + f_4 \delta d, \quad (19)$$

სადაც

$$= f_2(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, N_1^T, N_2^T, M_1^T, M_2^T, L_1, L_2, a, b, c, d), \quad i=1, \dots, 4.$$

წონასწორობის მდგომარეობაში

$$f_i = 0, \quad i=1, \dots, 4. \quad (20)$$

განტოლებები (20) შეადგენენ ოთხ ალგებრაულ განტოლებებს უცნობებისათვის a, b, c და d . ეს განტოლებები არაწრფივია a და b მიმართ და წრფივია c და d მიმართ; მათ აქვთ შემდეგი სახე

$$\begin{aligned} f_1(a, b, c, d) = & -C_1cb + C_2ab^2 + 2C_3ab - B_{11} + \\ & + D_{11}a - C_4cb + 2C_5ab^2 - C_6ab + \\ & + D_{12}b - C_7db + C_8ab^2 + C_9ab + \end{aligned} \quad (21a)$$

$$+ M_1^T + \frac{1}{48} L_2^2 b N_1^T + \frac{1}{48} L_1^2 b N_2^T = 0,$$

$$\begin{aligned} f_2(a, b, c, d) = & -C_1ac + C_2a^2b + 2C_3a^3 - C_4ac + \\ & + 2C_5a^2b + D_{12}a - C_6da - C_7db + \\ & + C_8a^2b + 2C_9ab - B_{22}d - D_{22}b + \end{aligned} \quad (21b)$$

$$+ \frac{1}{48} L_2^2 a N_1^T + \frac{1}{48} L_1^2 a N_2^T + M_2^T = 0, \quad (21, \delta)$$

$$f_3(a, b, c, d) = A_{11}c - C_1ab - B_{11}a + A_{12}d -$$

$$-C_4 ab - N_1^T = 0, \quad (21,გ)$$

$$f_4(a, b, c, d) = A_{12}c - C_6 ab - B_{21}d + A_{22}d -$$

$$-C_7 ab - N_2^T = 0. \quad (21,დ)$$

ამ განტოლებებში

$$\begin{aligned} C_1 &= \frac{1}{48} A_{11} L_2^2, & C_2 &= \frac{1}{1280} A_{11} L_2^4, \\ C_3 &= \frac{1}{48} B_{11} L_2^2, & C_4 &= \frac{1}{48} A_{12} L_1^2, \\ C_5 &= \frac{1}{2304} A_{12} L_1^2 L_2^2, & C_6 &= \frac{1}{48} A_{12} L_2^2, \\ C_7 &= \frac{1}{48} A_{22} L_1^2, & C_8 &= \frac{1}{1280} A_{22} L_1^4, \\ C_9 &= \frac{1}{48} B_{22} L_1^2. \end{aligned} \quad (22)$$

უნდა აღინიშნოს, რომ $L_1 = L_2 = 0$ შემთხვევაში მუდმივები C_1, \dots, C_9 უდრიან ნულს და განტოლებები (21) დაიყვანება ფენოვანი ფირფიტების კლასიკურ თეორიამდე, ე.ი. გეომეტრიულად წრფივ შემთხვევამდე. ნათელია, რომ აქ დამუშავებული მეთოდისათვის ფენოვანი ფირფიტა ნულოვანი ზომებით წარმოადგენს კლასიკური თეორიის ფენოვანი ფირფიტების სინონიმს.

რიცხვითი შედეგების მისაღებად აუცილებელია განტოლების (21) რიცხვითი გადაწყვეტა. ეს შეიძლება გაკეთდეს სხვადასხვა გზით, მაგალითად, ნიუტონის ტიპის ალგორითმის გამოყენებით, ან სიდიდეების c და d -ს გამოსახვით a და b -ის მეშვეობით (21გ) და (21დ) საშუალებით. c და d -თვის ნაპოვნი გამოსახულებები შეიძლება ჩაისვას განტოლებებში (21ა), (21ბ) და მიღებულ იქნას ორი არაწრფივი განტოლება a და b -სათვის, რომელიც შეიძლება ამოხსნილ იქნეს ნიუტონის მეთოდით. და საბოლოოდ, ეს ორი განტოლება შეიძლება გაერთიანდეს ერთში a ან b -ს მიმართ, როგორც (3)-ში. გაერთიანებულ განტოლებას a -ს მიმართ აქვს შემდეგი სახე

$$(S^2 U_1) a^5 + (S^2 U_1) a^4 + (2S U_1 U_2) a^3 + (S T V_2 + 2S U_2 V_1) a^2 +$$

$$+(SV_2^2 - T^2U_2 + U_1U_2^2)a + (U_2^2V_1 - TU_2V_2) = 0, \quad (23,ა)$$

სადაც

$$b = -\frac{Ta + V_2}{Sa^2 + U_2}. \quad (23ბ)$$

განტოლებებში (23) გამოყენებულია შემდეგი სიდიდეები:

$$\begin{aligned} S &= \frac{1}{2880}(A_{11}L_2^4 + A_{22}L_1^4), & T &= D_{12} + \frac{A_{12}B_{11}B_{22}}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}, \\ U_1 &= D_{11} - \frac{A_{22}B_{11}^2}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}, & U_2 &= D_{22} - \frac{A_{11}B_{22}^2}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}, \\ V_1 &= M_1^T - \frac{B_{11}(A_{22}N_1^T - A_{12}N_2^T)}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}, & V_2 &= M_2^T - \frac{B_{22}(A_{11}N_2^T - A_{12}N_1^T)}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}. \end{aligned} \quad (24)$$

მოსალოდნელია, რომ არაწრფივი ალგებრული განტოლებებს ((21) ან (23)) აქვთ ჯერადი ფესვები, და შესაბამისად, ფენოვანი კომპოზიტი მოცემული ΔT -ს დროს ჯერადი კონფიგურაციაა. ეს უზრუნველყოფს ჯერადი ცილინდრული კონფიგურაციების შესაძლებლობის პროგნოზირებას. კონკრეტული ფენოვანი კომპოზიტისათვის ტემპერატურის მოცემული ცვლილებით გამყარების შემდეგ, ე.ი. მოცემული $A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, N_1^T, N_2^T, M_1^T, M_2^T$ დროს, შესაძლებელია განისაზღვროს სიბრტყიდან დეფორმაციები მოძებნილი სიდიდეებით a და b , და აგრეთვე დეფორმაციები c და d , რომლების ამ შემთხვევაში არ წარმოადგენენ დიდ ინტერესს. ადრე უკვე აღინიშნა, რომ განტოლებების (21) ამოხსნები გაწონასწორებულია. მოცემულ ტემპერატურაზე ერთი ან მეტი ამონახსნები შეიძლება შეესაბამებოდეს არამდგრადი წონასწორობა. აქედან გამომდინარე, ყოველი ამონახსნისათვის საჭიროა მეორე ვარიაციის გამოკვლევა. მაგრამ თავდაპირველად მიზანშეწონილია წარმოვადგინოთ რიცხვითი შედეგები, რომლებიც მიეკუთვნებიან კონკრეტული ფენოვანი კომპოზიტების

გაწონასწორებულ კონფიგურაციებს. ამგვარად, მდგრადობის საკითხები წარმოდგენილი უნდა იყოს კონტექსტში კონკრეტული ფენოვანი კომპოზიტების კონკრეტული კონფიგურაციებით.

1.4 მდგრადობის საკითხები

იმისათვის, რომ განტოლებათა სისტემის (21) რომელიმე კერძო ამონახსნმა განსაზღვროს მდგრადი წონასწორობის მდგომარეობა, ამ ამონახსნის შესაბამისი საერთო პოტენციური ენერგია უნდა იყოს მინიმალური. თუ საერთო პოტენციური ენერგია არ არის მინიმალური, მაშინ წონასწორობა მდგომარეობა არამდგრადია და კონკრეტული გაწონასწორებული კონფიგურაცია ფიზიკურად არარეალიზებადია. ფენოვანი ფირფიტის მდგრადი წონასწორობის კონფიგურაცია, რომელიც აღიწერება ოთხი ფუნქციების f_i , $i = 1, \dots, 4$ (21) სისტემით, განისაზღვრება f_i ფუნქციების კერძო წარმოებულების განმსაზღვრელის გამოკვლევით:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial a} & \frac{\partial f_1}{\partial b} & \frac{\partial f_1}{\partial c} & \frac{\partial f_1}{\partial d} \\ \frac{\partial f_2}{\partial a} & \frac{\partial f_2}{\partial b} & \frac{\partial f_2}{\partial c} & \frac{\partial f_2}{\partial d} \\ \frac{\partial f_3}{\partial a} & \frac{\partial f_3}{\partial b} & \frac{\partial f_3}{\partial c} & \frac{\partial f_3}{\partial d} \\ \frac{\partial f_4}{\partial a} & \frac{\partial f_4}{\partial b} & \frac{\partial f_4}{\partial c} & \frac{\partial f_4}{\partial d} \end{bmatrix}$$

ეს საკითხი განხილულ იქნა ნაშრომში [54]. ფენოვანი ფირფიტის გაწონასწორებული კონფიგურაცია მასალის გარკვეული თვისებებით, დაწყობის თანმიმდევრობით, ზომებით და განსაზღვრული ტემპერატურისას მდგრადია მაშინ და მხოლოდ მაშინ, როდესაც ეს მატრიცა არის დადებითად განსაზღვრული. (აქ შესწავლილი შემთხვევებისთვის, მატრიცის განმსაზღვრელი არ უდრის ნულს). თუ მატრიცა არ არის დადებითად განსაზღვრული, მაშინ გაწონასწორებული კონფიგურაცია არამდგრადია. ამდენად, უნდა შემოწმდეს ნებისმიერი შტოს ყოველი წერტილი ზემოთ მოყვანილ ნახაზებზე.

მითითებული მეთოდის გამოყენებით დადგინდა, რომ ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ (ნახ. 1,3–1,6) უნაგირა ტიპის ნებისმიერი გაწონასწორებული კონფიგურაცია არამდგრადია, თუ იგივე პირობებში შეიძლება არსებობდეს ცილინდრული კონფიგურაციები. თუ უნაგირა კონფიგურაცია ერთადერთი შესაძლოა, მაშინ იგი მდგრადია. ამ ნახაზებზე ყველა ცილინდრული კონფიგურაციები მდგრადია. ამიტომ ყველა უნაგირა ფიგურაციები შტოზე AB ნახ. 3 მდგრადია და იარსებებენ ოთახის ტემპერატურაზე, ხოლო ყველა უნაგირა კონფიგურაციები შტოზე BD არამდგრადია. ფენოვანი ფირფიტებისათვის გვერდების სიგრძეებით არანაკლები 90 მმ უნაგირა კონფიგურაცია არ შეინიშნება და ნებისმიერი ორი ცილინდრული კონფიგურაცია კი შეინიშნება. თავდაპირველად ბრტყელი ფენოვანი ფირფიტის გაგრილებისას გამყარების ტემპერატურიდან A'B' ტრაექტორიის გასწვრივ (ნახ. 1.4 და 1.5), ვითარდება მყარი უნაგირა კონფიგურაცია. როდესაც ფირფიტა გაგრილდება ტემპერატურაზე დაბლა, რომელიც შეესაბამება განშტოების წერტილს B', უნაგირა კონფიგურაცია წყვეტს არსებობას, რადგან იგი არამდგრადი ხდება. ფენოვანი ფირფიტა დეფორმირდება ან ცილინდრში, რომელიც წარმოადგენილია ტრაექტორიით B'C', ან ცილინდრში, რომელიც წარმოადგენილია ტრაექტორიით B'E'. ამის საპირისპიროდ, პატარა ზომების ფირფიტის გაგრილებისას (ნახ. 1.6) დეფორმირდება მდგრად უნაგირა კონფიგურაციაში და ინარჩუნებს მას გამყარების ტემპერატურის ქვემოთ არსებული ყველა მის ტემპერატურაზე.

ანალიზით მიღებული ინფორმაციიდან შეუძლებელია დადგინდეს, ორ შესაძლო ცილინდრული კონფიგურაციებიდან ნახ. 1.3–1,5 რომელი შეინიშნება. რადგან ეს კონფიგურაციები მდგრადია, ისინი შეესაბამებიან საერთო პოტენციური ენერჯის მინიმუმებს, რომლებიც ადგილობრივი იმ გაგებით, რომ ვარიაციები განისაზღვრება სწავლობს ამ კონფიგურაცია, რომლების წარმოადგენენ ლოკალურებს იმ გაგებით, რომ განსაზღვრული არიან აღნიშნული კონფიგურაციების ვარიაციების შესწავლის გზით, ე.ი. დასაშვები გადაადგილებები განმარტებით წარმოადგენენ მცირეებს ამიტომ, ნებისმიერი კონფიგურაცია შესაძლებელია. სინამდვილეში, ფენოვანი ფირფიტის მცირე

ნაკლოვანებები ან სივრცობრივად ერთგვაროვანი ტემპერატურის მცირე რხევები აიძულებენ ფენოვან ფირფიტას, აირჩიოს ერთი ან მეორე ცილინდრული კონფიგურაცია.

არასიმეტრიული კომპოზიტებისაგან ფენოვანი ფირფიტების გაწონასწორებული კონფიგურაციების განსაზღვრის საშუალებებით და მათი მდგრადობის შეფასებით, გამოვიკვლიეთ მასალის თვისებების, და წყობის თანმიმდევრობის და სხვა პარამეტრების ზემოქმედება.

1.5 რიცხვითი შედეგები

კონკრეტული კომპოზიტისაგან ფენოვანი კომპოზიტისათვის რიცხვითი შედეგები, თვალნათლივ ასახავენ ძირითადი ურთიერთკავშირებს ფენოვანი ფირფიტის კონფიგურაციისა და მის ზომებს შორის, აგრეთვე მის გამყარების ტემპერატურის მიმართ. შესავალში ნაჩვენებია, რომ ერთნაირი სტრუქტურის, მაგრამ სხვადასხვა სისქის ფირფიტებს გამყარების შემდეგ აქვთ განსხვავებული კონფიგურაცია. ეს ფაქტი წარმოადგენს გამყარების შემდეგ, ფენოვანი ფირფიტის კონფიგურაციაზე მისი ზომის ზეგავლენის შესწავლის მიზეზს. მეორეს მხრივ, რადგან ფენოვანი კომპოზიტის ტემპერატურის გაზრდა და შემცირება გამყარების ტემპერატურის მიმართ ადვილად არის მისაღწევი, სხვადასხვა მკვლევარებმა [29, 30], ფაქტობრივად გამოიყენეს იგი როგორც ფენოვანი კომპოზიტის გამყარების ტემპერატურის განსაზღვრის მეთოდი. გარდა ამისა, ამგვარი მეთოდი გამოყენებულია შრომებში [60, 30] ბოჭკოვანი არმირებული კომპოზიტების ქცევაზე ტენიანობისა და ტემპერატურის ზემოქმედების შეფასებისას.

ურთიერთკავშირი ფენოვანი ფირფიტა ზომისა და მისი კონფიგურაციის შორის ოთახის ტემპერატურაზე (20°C) ილუსტრირებულია ნახ. 3-ზე. შედეგები აღებულია ნაშრომიდან [29]. ფენოვან ფირფიტას აქვს კვადრატის ფორმა ($L_1 = L_2 = L$); გვერდის სიგრძე გადაზომილია ჰორიზონტალურ ღერძზე. a და b

სიდიდეები ამ ფიგურის ორი ნაწილის ვერტიკალურ ღერძებზეა გადაზომილი. ფირფიტა აგებულია სქემით $(0_4/90_4)_T$ და აქვს შემდეგი მახასიათებლები:

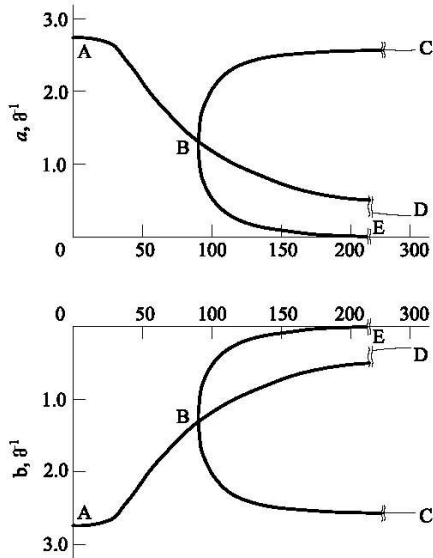
$$E_1 = 115 \text{ gpa}; E_2 = 8 \text{ gpa}; \nu_{12} = 0.28;$$

$$\alpha_1 = -0.106 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}; \alpha_2 = 25.6 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C},$$

ფენის სისქე=0.175 მმ; გამყარების ტემპერატურა=121°C.

შემდგომი განხილვის მოხერხებულობისათვის ამგვარი თვისებების მქონე ფენებისაგან შემდგარი ფენოვანი კომპოზიტები აღნიშნოთ A ტიპის კომპოზიტებად. მოყვანილი თვისებები დამახასიათებელია ფირმა Hercules –ის მიერ წარმოებული მასალისათვის AS4/1908 ბოჭკოების 50%-ანი მოცულობითი შემცველობით.

ნახ. 1,3-დან ნათელია ორი თავისებურებები. პირველი, ამონახსნებში არსებობს a, b და მხარის სიგრძეს შორის ურთიერთკავშირით განპირობებული სიმეტრია. მეორეც, თუ ფენოვანი ფირფიტის მხარის სიგრძეზე აღემატება გარკვეულ კრიტიკულ სიგრძეს, არსებობს სამი შესაძლო გაწონასწორებული ამონახსნები ოთახის ტემპერატურაზე. ნახაზიდან ჩანს, რომ კრიტიკული სიგრძეა 90 მმ. როდესაც $L=0$, არსებობს მხოლოდ ერთი ამონახსნი, რომელიც შეესაბამება უნაგირა კონფიგურაციას ($b = -a$). ეს კონფიგურაცია რეალურად იწინასწარმეტყველება, თუ გაანგარიშებაში უგულებელყოფილია გეომეტრიული არაწრფივობა. ნახაზზე შესაბამის ამონახსნი აღნიშნულია წერტილით A. როდესაც ფენოვანი ფირფიტის მხარის სიგრძე იზრდება ნულიდან, ვთქვათ, 50 მმ-დე, ამონახსნები რჩება ცალსახა, და ნაწინასწარმეტყველი კონფიგურაცია იქნება უნაგირა. მაგრამ უნაგირის სიმრუდე მცირდება წრფივი გაანგარიშებით ნაწინასწარმეტყველ სიმრუდესთან შედარებით.



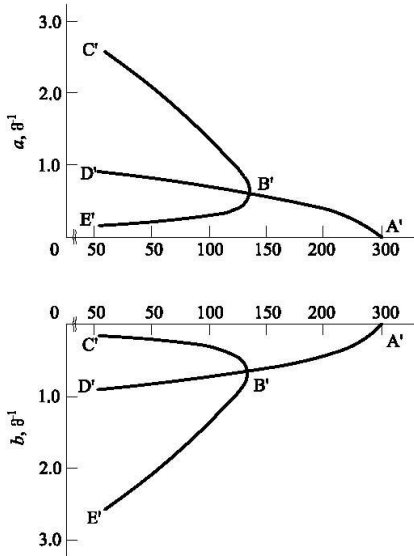
ნახ. 1.3. სიმრუდის დამოკიდებულება $(0_4/90_4)_T$ სტრუქტურის კვადრატული A ტიპის ფენოვანი ფირფიტის გვერდის სიგრძისაგან L ოთახის ტემპერატურაზე გარკვეული კრიტიკული სიგრძის დროს, ამონახსნი დაიყოფა (წერტილი B ნახ. 3-ში). ამ კრიტიკული მნიშვნელობაზე დიდ ფირფიტის მხარეების სიგრძეებისას, იწინასწარმეტყველება სამი გაწონასწორებული კონფიგურაციების არსებობა, თითოეული რომელთაგან წარმოდგენილია ნახაზზე ამონახსნების სხვადასხვა შტოებით, რომლებიც აღინიშნება როგორც BC, BD და BE. BD განშტოება წარმოადგენს უნაგირა კონფიგურაციის გაგრძელებას. დანარჩენი ორი ამონახსნების განშტოებები მნიშვნელოვნად განსხვავდებიან უნაგირა კონფიგურაციისაგან.

გარდამავალ ზონის განხილვამდე განშტოების წერტილის სიახლოვეს ($75 \text{ მმ} \leq L \leq 150 \text{ მმ}$), აღვნიშნოთ, რომ განშტოებადი BC შეესაბამება ფენოვან ფირფიტებს დიდი დადებითი სიმრუდით x_1 ღერძის მიმართულებით და დაბალი ან საერთოდ არარსებული სიმრუდით x_2 ღერძის მიმართულებით. განშტოება BE, პირიქით, შეესაბამება ფენოვან ფირფიტებს მცირე ან საერთოდ არარსებული სიმრუდით x_1 ღერძის მიმართულებით და დიდი უარყოფითი სიმრუდით x_2 ღერძის მიმართულებით. განშტოებებთან BC და BE დაკავშირებული კონფიგურაციები, შეიძლება განიხილებოდეს ცილინდრულებად, რომლებიც შეესაბამება ნახ. 1(გ) და

1(დ). კონფიგურაციის ამგვარი ცვლილება ფენოვანი კომპოზიტის ზომასთან მიმართებაში იყო განხილული შესავალში. მოცემული რვაფენიანი კომპოზიტური ფირფიტისათვის (ნახ. 1.3) 90 მმ აღმატებულ მხარეთა სიგრძეებით, გაგრილებისას შესაძლებელია ერთზე მეტი გაწონასწორებული კონფიგურაცია. ცხადია, ყველა კონფიგურაცია არ გამოჩნდება ერთდროულად და ზოგი მათგანი არამდგრადი გაწონასწორებული კონფიგურაციებია და არასოდეს არ გამოვლინდებიან. ეს საკითხი შემდგომ განიხილება.

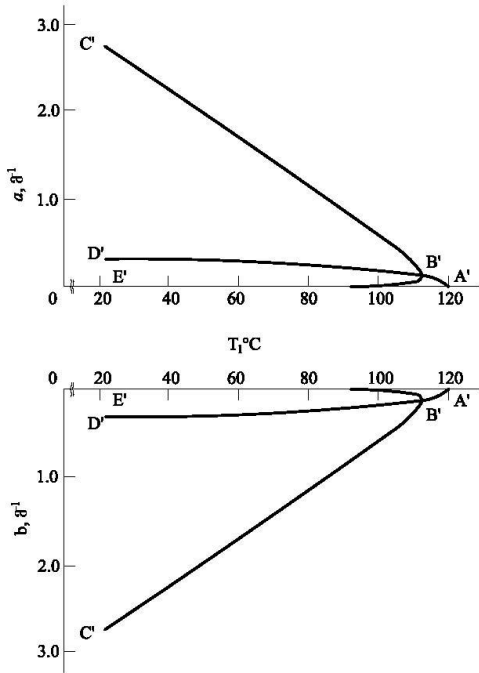
გამოყვანილი განტოლებები, გვაძლევს საშუალებას ვიწინასწარმეტყველოთ აგრეთვე სხვა ფენოვანი კომპოზიტის ფირფიტის კონფიგურაციის, ზომაზე დამოკიდებულების არანაკლებ საინტერესო ეფექტები. ნახ. 1.4-1.6 ასახულია A ტიპის კომპოზიტის ფირფიტის კონფიგურაციის ტემპერატურაზე დამოკიდებული ცვლილება, ნაჩვენებია სიმრუდის დამოკიდებულება ტემპერატურაზე სამი ფირფიტისათვის, ზომებით შესაბამისად 125×125 მმ (ნახ. 4), 300×300 მმ (ნახ. 1,5), და 50×50 მმ (ნახ. 1.6). როგორც ადრე, თითოეული ნახაზი შედგება ორი ნაწილისაგან. სიმრუდეები გადაზომილია ვერტიკალური ღერძის გასწვრივ და ფენოვანი კომპოზიტის ტემპერატურა ჰორიზონტალური ღერძის გასწვრივ.

სიმრუდეები აგებულია ტემპერატურათა დიაპაზონისათვის, ოთახის ტემპერატურიდან (20°C) გამყარების ტემპერატურამდე (121°C). ფენოვანი ფირფიტის კონფიგურაციის ცვლილების ხასიათს, შეიძლება დავაკვირდეთ როგორც მისი გამყარების ტემპერატურაზე ზემოთ გაცხელებისას, აგრეთვე მისი გაგრილების დროს. აქ განიხილება მხოლოდ უკანასკნელი სიტუაცია.



ნახ. 1.4. ტემპერატურის სიმრუდის დამოკიდებულება ფენოვანი ფირფიტისათვის (125×125 მმ) დაგებით $(0_4/90_4)_T$ A ტიპის კომპოზიტისაგან

როგორც ნათელია ნახ. 1.4-დან, ფენოვანი ფირფიტის ზომებით 125×125 მმ სიმრუდეები გამყარების ტემპერატურაზე (წერტილი A') უდრის ნულს და გამოჩნდებიან ტემპერატურის შემცირებისას. განშტოების წერტილამდე B' სიმრუდეები მცირეა და საპირისპირო ნიშანისაა, ამიტომ ფენოვანი ფირფიტა იძენს უნაგირა კონფიგურაციას. გაწონასწორებული ამონახსნები შეიძლება მიყვეს სამიდან ერთ-ერთ ტრაექტორიას, რომლებიც აღინიშნება B'C', B'D' და B'E'-თი. თუ ფენოვანი ფირფიტა შეესაბამება ტრაექტორიას B'C', მაშინ სიმრუდე x_1 ღერძის მიმართულებით იზრდება, ხოლო სიმრუდე x_2 ღერძის მიმართულებით მცირდება. მეორეს მხრივ, ტრაექტორიის B'E' მსვლელობისას აღინიშნება საპირისპირო სურათი - სიმრუდე x_1 მიმართულებით მცირდება და x_2 მიმართულებით იზრდება მოდულით. თუ მესამე შესაძლებლობის შესაბამისად ფენოვანი ფირფიტა გაგრილებისას მიყვება ტრაექტორიას B'D', მაშინ მისი კონფიგურაცია რჩება უნაგირად, მაგრამ ჩაზნექვა ტემპერატურის შემცირებისას კიდევ უფრო გაღრმავდება.



ნახ. 1.5. ტემპერატურის სიმრუდის დამოკიდებულება ფენოვანი ფირფიტისათვის (300×300 მმ) დაგებით $(0_4/90_4)_T$ A ტიპის კომპოზიტისაგან

სიმრუდის დამოკიდებულება ტემპერატურისაგან ფენოვანი ფირფიტისათვის 300×300 მმ (ნახ. 1.5) მსგავსია განხილულისა ნახ. 1.4-ზე. თუმცა, უფრო დიდი ზომის ფირფიტისათვის, განსხვავებები კონფიგურაციებში, რომლებიც წარმოდგენილია ამონახსნის სხვადასხვა შტოებით, უფრო მკაფიოა. თავდაპირველად, ტემპერატურის შემცირებისას, ჩნდება თანაბარი სიდიდის, მაგრამ სიმრუდის საპირისპირო ნიშნის ფირფიტები. თუმცა, როდესაც ტემპერატურა ხდება გამყარების ტემპერატურაზე მხოლოდ 10 °C ნაკლები. თუ ტემპერატურა შემდგომი შემცირებისას ფენოვანი ფირფიტა მიყვება ტრაექტორიას B'C', მაშინ სიმრუდე x_1 მიმართულებით აგრძელებს ზრდას, მაშინ როდესაც x_2 ღერძის მიმართულებით პრაქტიკულად ქრება. ეს შეესაბამება ცილინდრულ კონფიგურაციას, რომელიც სქემატურად არის წარმოდგენილი ნახ. 1.1(გ). პირიქით, თუ ფირფიტის კონფიგურაციის ცვლილება გაგრძელებისას მიყვება ტრაექტორიას B'E', სიმრუდე x_2 ღერძის მიმართულებით იზრდება მოდულით, ხოლო სიმრუდე x_1 მიმართულებით პრაქტიკულად მცირდება ნულამდე. ეს შეესაბამება ნახ. 1.1(დ)

წარმოდგეილ ცილინდრულ კონფიგურაციას. ტრაექტორია B'D' შეესაბამება ფენოვან ფირფიტას უნაგირა კონფიგურაციით, რომელსაც აქვს თანაბარი სიდიდის, მაგრამ სიმრუდის საპირისპირო ნიშნის მქონე სიმრუდეები. იმ შემთხვევაში, თუ ფენოვანი ფირფიტისათვის 125×125 მმ განშტოებებით B'C' და B'E' წარმოდგენილი განშტოებები არ არის მთლიანად ცილინდრული, მაშინ ფირფიტისათვის 300×300 მმ, დაწყებული გარკვეული ტემპერატურიდან, ამ განშტოებების შესაბამისი კონფიგურაციები უკვე პრაქტიკულად ცილინდრულია.

მცირე ზომის ფენოვანი ფირფიტის (ნახ. 1.6) დამოკიდებულება სიმრუდისა და ტემპერატურის შორის სავსებით განსხვავებულია. ამ ფირფიტისთვის არსებობს მხოლოდ ერთი კონფიგურაცია (უნაგირა), რომელიც იქმნება ფირფიტის გაგრილებისას გამყარების ტემპერატურიდან ოთახის ტემპერატურამდე. ამონახსნი არ განეშტოება. ფაქტიურად, დამოკიდებულება სიმრუდისათვის და ტემპერატურის შორის თითქმის წრფივია. შეგახსენებთ, რომ გაგრილების პროცესის დროს, ფენოვანი კომპოზიციური ფირფიტა თავსდება შემზღვეულ საყრდენ ფირფიტებს შორის. ამიტომ ნახ. 1.4–1.6 ნაჩვენები დეფორმაციული ქცევა, პრაქტიკაში არ გვხდება. თუმცა, თუ ფენოვან ფირფიტას ამოვიღებთ საყრდენი ფირფიტებიდან, ხელმეორედ გავაცხელებთ გამყარების ტემპერატურამდე და შემდეგ გავაგრილებთ, მაშინ მისი კონფიგურაციის ცვლილება სწარმოებს ნახ. 1.4–1.6-ზე მოცემული აღწერის მიხედვით.

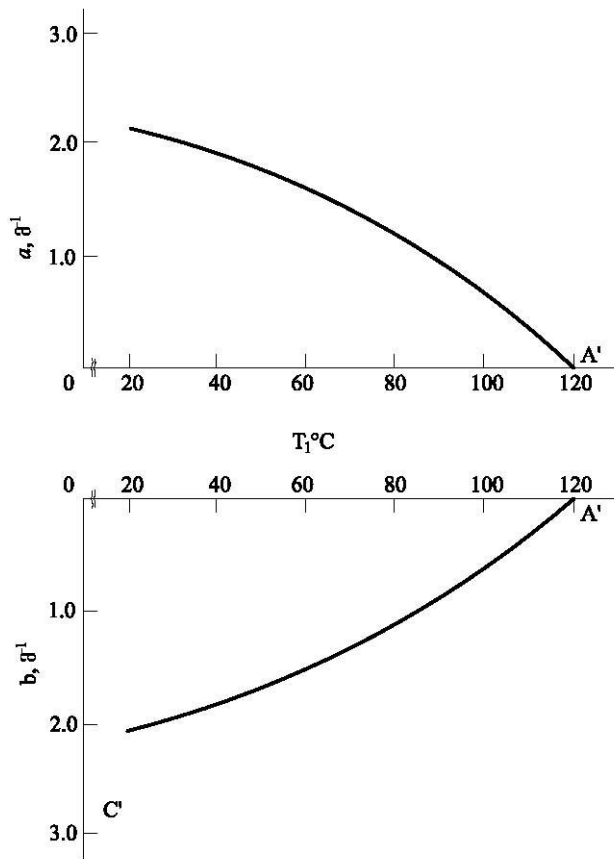
რიცხვითი შედეგების გამოყენებით, რომლებიც ხელმისაწვდომია ფენოვანი ფირფიტებისათვის არსებული კომპოზიტებისაგან დაწყობით $(0_4/90_4)_T$, საინტერესო გამოვიკვლიოთ a და b სიდიდეების ზღვრული მნიშვნელობები დიდი და პატარა ზომის ფირფიტებისათვის. ფენოვანი კომპოზიტისათვის დაწყობით

$$a = \frac{24 (Q_{11}Q_{22} - Q_{12}^2)(\alpha_1 - \alpha_2)\Delta T}{h (Q_{11}^2 + 14Q_{11}Q_{22} + Q_{22}^2 - 16Q_{12}^2)}, \quad (25a)$$

$(0_4/90_4)_T$ სამართლიანია შემდეგ ფარდობები: $A_{22} = A_{11}$, $D_{22} = D_{11}$, $B_{22} = -B_{11}$.

განტოლებათაგან (6) გამომდინარეობს, რომ $N_2^T = N_1^T$ და $M_2^T = -M_1^T$. შედეგად, განტოლებიდან (24) გამომდინარეობს, რომ $U_2 = U_1$ და $V_2 = -V_1$. ინფორმაციას სასურველი ზღვრულ მნიშვნელობებზე იძლევა განტოლება (23). მცირე ზომის ფენოვანი ფირფიტებისათვის ($L_1 \rightarrow 0$, $L_2 \rightarrow 0$ და $S = 0$, იხ. განტოლება (24)), განტოლებიდან (23) გამომდინარეობს

$$b = -a, \quad (25b)$$



ნახ. 1.6. ტემპერატურის სიმრუდის დამოკიდებულება ფენოვანი ფირფიტისათვის (50×50 მმ) დაგებით $(0_4/90_4)_T$ A ტიპის კომპოზიტისაგან

დიდი ზომის ფენოვანი ფირფიტებისთვის განტოლებაში (23) დომინირებს პირველი ორი წევრი და შესაბამისად

$$a = -\frac{U_1}{V_1} = \left\{ \frac{24}{h} \frac{(Q_{11}Q_{22} - Q_{12}^2)(\alpha_1 - \alpha_2)\Delta T}{Q_{11}^2 + 14Q_{11}Q_{22} + Q_{22}^2 - 16Q_{12}^2} \right\} \times \left\{ \frac{Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12}}{Q_{11} + Q_{12}} \right\}, \quad (26a)$$

$$b = 0. \quad (26b)$$

განტოლებაში (26ა) ფიგურულ ფრჩხილებში მოთავსებული პირველი წევრი წარმოადგენს ფორმულით (25ა) აღწერილ წრფივ ამონახსნს და მეორე წევრი ფიგურულ ფრჩხილებში ნებისმიერი კომპოზიტური მასალისათვის, ოდნავ აღემატება ერთს. ამრიგად, ფართო არანულოვანი სიმრუდის ზღვრული მნიშვნელობა დიდი ზომის ფენოვანი ფირფიტებისათვის, წარმოადგენს ასიმპტოტურ მნიშვნელობას, რომელიც ოდნავ აღემატება წრფივ პროგნოზს. მეორე სიმრუდე დიდი ზომების ფენოვანი ფირფიტებისათვის უდრის ნულს.

ნაწინასწარმეტყველ კონფიგურაციაზე ან ფენოვანი ფირფიტის კონფიგურაციაზე ისეთი პარამეტრების, როგორცაა კომპოზიტის თვისებები, ფირფიტის სისქე ან ფენების დაწყობის თანმიმდევრობა, ზეგავლენის გამოკვლევამდე უნდა იქნეს შესწავლილი ნაწინასწარმეტყველ კონფიგურაციების მდგრადობა. მხოლოდ ამის შემდეგ ნახ. 1.4–1.6-ზე წარმოდგენილი ინფორმაცია ნამდვილად იქნება დასრულებილი.

1.5.1 მასალების თვისებების ზეგავლენა

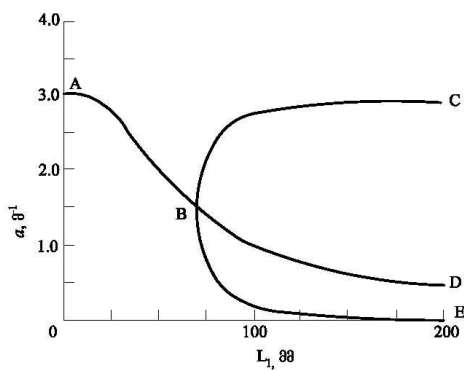
მასალის თვისებების ზეგავლენას კონფიგურაციის ცვლილებაზე გამოვიკვლევთ შემდეგი თვისებების მქონე ფენებისაგან დამზადებული ფირფიტების განხილვით:

$$E_1 = 181 \text{ gpa}, E_2 = 10.3 \text{ gpa}, \nu_{12} = 0.28,$$

$$\alpha_1 = -0.106 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}, \alpha_2 = -25.8 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C},$$

ფენის სისქე = 0.100 მმ; გამყარების ტემპერატურა = 177°C

შემოთავაზებულ მასალას აქვს უფრო მაღალი გამყარების ტემპერატურა ადრე განხილულთან შედარებით და უფრო ხისტია როგორც ბოჭკოების მიმართულებით, აგრეთვე მათთან პერპენდიკულარულად. მოსალოდნელია, რომ ეს გარემოებები მოახდენენ გავლენას სიმრუდის ტემპერატურაზე და ფირფიტის გვერდის სიგრძეზე დამოკიდებულებაზე. ზემოთ აღნიშნული თვისებების მქონე ფენებით შექმნილ კომპოზიტებს ვუწოდებთ B ტიპის კომპოზიტებს. ეს თვისებები ტიპური მასალისათვის ბოჭკოებით T300 და შემკვრელით 5208 ბოჭკოების 60% მოცულობითი შემცველობით [32].



ნახ. 1.7. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე კვადრატული ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ B ტიპის კომპოზიტისათვის ოთახის ტემპერატურაზე

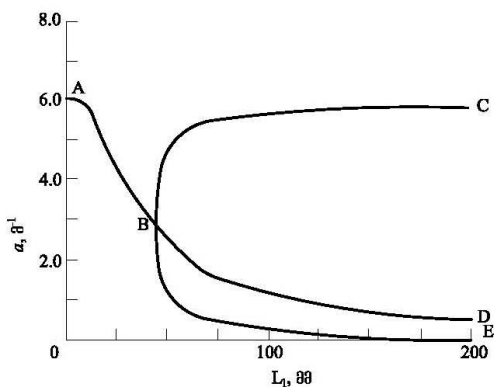
სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე კვადრატული ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ B ტიპის კომპოზიტისათვის ოთახის ტემპერატურაზე მოყვანილია ნახ. 7. ნაჩვენებია გამრუდება მხოლოდ ღერძის x_1 მიმართულებით, რადგან დამოკიდებულება ღერძის x_2 მიმართულებით, როგორც ნახ. 1.3-ზე, სიმეტრიულია. როგორც ჩანს ნახ. 1.3 და 1.7 შედარებით, გადასვლა A მასალისაგან B-ზე არ იწვევს კონფიგურაციის მნიშვნელოვან ცვლილებებს. ძირითადი განსხვავებები ეხება დიდი ზომის ფენოვანი ფირფიტები სიმრუდის სიდიდეს და ფირფიტის გვერდის სიგრძეს, რომელიც შეესაბამება განშტოების წერტილს. A ტიპის მასალასთან შედარებით გამრუდების სიდიდე ფირფიტის

გვერდის მოცემული სიგრძეზე ოდნავ მეტია, ხოლო გვერდის სიგრძე, რომელიც შეესაბამება განშტოების წერტილს, ოდნავ ნაკლებია. მდგრადობის ანალიზი იძლევა იგივე შედეგებს, როგორც A მასალის ფირფიტისათვის.

ნახ. 1.7 ნაჩვენებია ფენოვანი ფირფიტის სიმრუდე ზომებით 60×60 მმ. ეს მნიშვნელობა აღებულია ნაშრომიდან [54], რომელშიც შეისწავლება კომპოზიციური მასალის T300 ბოჭკოების და 5208 შემკვრელის საფუძველზე გამყარების ტემპერატურის საკითხი. როგორც ჩანს, თეორია დამაკმაყოფილებლად აღწერს ექსპერიმენტული შედეგებს სიმრუდის სიდიდის შეფასებით. თუმცა, მართლაც მნიშვნელოვანია, რომ ფირფიტის როგორც ნაწინასწარმეტყველი, ისე რეალური კონფიგურაციები უნაგირაა.

1.5.2 ფენოვანი ფირფიტის სისქის გავლენა

ნახ. 1.8 ნაჩვენებია კომპოზიტისაგან დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ ღერძის x_1 მიმართულებით ფენოვანი ფირფიტებისათვის სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე. კომპოზიტური მასალა მიეკუთვნება B ტიპს [58]. ნახ. 7 და 8 განლაგებული დამოკიდებულებების შედარება, იძლევა საშუალებას შეფასდეს სისქის გავლენა, რადგან ფირფიტების დანარჩენი პარამეტრები იდენტურია.



ნახ. 1.8. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L , კვადრატული ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0_2/90_2)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე

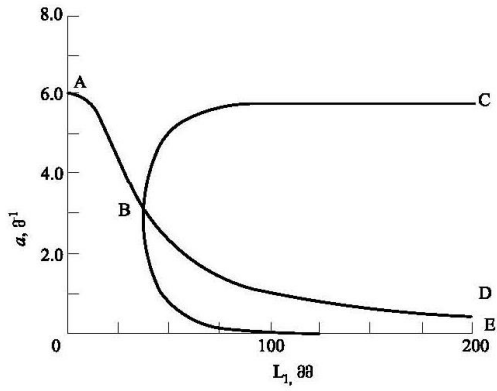
ცხადია ორი განსხვავება. პირველი, უფრო თხელ ფირფიტას აქვს ორჯერ მეტი სიმრუდე. ეს ნათლად ჩანს თუნდაც სიდიდეების შედარებით, რომლებიც დაკავშირებულია ფირფიტებთან ზომებით 150×150 მმ კომპოზიტების დალაგებით $(0_2/90_2)_T$ და $(0_4/90_4)_T$. მეორე განსხვავება წარმოადგენს განშტოების წერტილის ადგილმდებარეობას. ფენოვან ფირფიტებთან კომპოზიტისგან დაწყობით $(0_2/90_2)_T$ დაკავშირებული ამონახსნების განშტოება ხდება, როდესაც ფირფიტის გვერდის სიგრძე აღწევს 36 მმ. უფრო სქელ ფენოვან ფირფიტას უნდა ჰქონდეს ორჯერ მეტი წრფივი ზომები იმისათვის, რომ უნაგირა კონფიგურაცია შეიცვალოს ცილინდრულით. თუ ძირითად განტოლებებს ჩავწერთ უგანზომილებო სახით, შეიძლება ვაჩვენოთ, რომ ფენოვანი ფირფიტებისათვის კომპოზიტებისაგან დალაგებით $(0_n/90_n)_T$, $n=1, 2, \dots$, გადასვლა უნაგირა კონფიგურაციიდან ცილინდრულზე ხდება სიდიდის $L/h = 72$ დროს.

ზოგიერთი ფენოვანი ფირფიტებისათვის ხელმისაწვდომი ექსპერიმენტული შედეგები, ასევე წარმოდგენილია ნახ. 1.8. ერთი ექსპერიმენტული წერტილი შეესაბამება ფირფიტის კონფიგურაციას ზომებით 100×100 მმ, მეორე კი წარმოადგენს 11 ფირფიტის ზომებით 150×150 მმ გაზომვების საშუალოს. 11 ნიმუშის მონაცემების გაფანტვა ნაჩვენებია ვერტიკალური ზოლით. ყველა გამოცდილ ნიმუშ ჰქონდათ ცილინდრული კონფიგურაცია, რომელიც იყო ნაწინასწარმეტყველი.

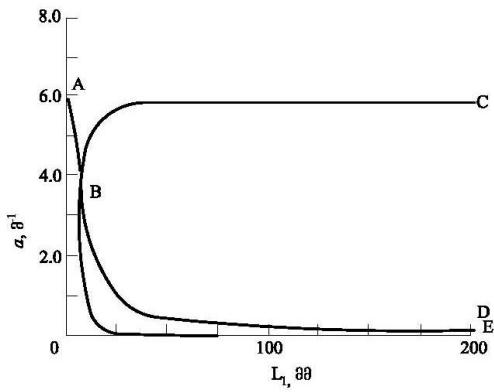
1.5.3 ფენოვანი ფირფიტის გვერდების სიგრძეების შეფარდების გავლენა

აქამდე განიხილებოდა მხოლოდ კვადრატული ფირფიტები განიხილება, ე.ი., რომლებსაც აქვთ გვერდების თანაბარი სიგრძეები ღერძების x_1 და x_2 -ის მიმართულებით. ფირფიტის გვერდების სიგრძეების შეფარდების გავლენა მის კონფიგურაციაზე ილუსტრირებულია ნახ. 1.9–1.12 [2]. ფარდობა L_2/L_1 განისაზღვრება როგორც გვერდების სიგრძეების შეფარდება ღერძების x_2 და x_1 მიმართულებით. a და b სიდიდეების ცვლილებისას სიმეტრიის არსებობის გამო გვერდის სიგრძესთან ჩვენ ვაჩვენებთ მხოლოდ a სიდიდის ცვლილებას. გარდა ამისა, გამოვიყენოთ გვერდის სიგრძე L_1 ღერძის x_1 მიმართულებით ძირითადი ცვლადის სახით.

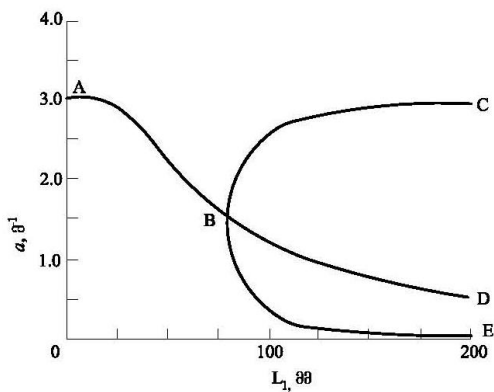
ნახ. 1.9 ნაჩვენებია სიმრუდის დამოკიდებულება x_1 ღერძის მიმართულებით სიდიდისაგან L_1 მართკუთხა ფენოვანი ფირფიტებისათვის B ტიპის კომპოზიტებისაგან დაწყობით $(0_2/90_2)_T$ როდესაც $L_2/L_1 = 0,25$. ამგვარი ფირფიტების ხარისხობრივი მახასიათებლები მსგავსია წინა შემთხვევებში წარმოდგენილებს. არსებობს გვერდების სიგრძეების დიაპაზონი, რომელშიც ამონახსნი ცალსახაა და დიაპაზონი, რომელსაც შეესაბამება სამი ამონახსნი. ჯერადი ამონახსნები გამოჩნდება მაშინ, როდესაც L_1 ხდება დაახლოებით 36 მმ-ზე მეტი. ამონახსნის ყველა განშტოება, გარდა უნაგირა განშტოებისა BD, წარმოადგენენ მდგრად გაწონასწორებულ კონფიგურაციებს. სიმრუდის დამოკიდებულება წრფივი ზომისაგან L_1 ამ ფირფიტისათვის ძალიან ემსგავსება დამოკიდებულებას კვადრატული ფენოვანი ფირფიტისათვის კომპოზიტისაგან დაწყობით $(0_2/90_2)_T$ (ნახ. 1.8).



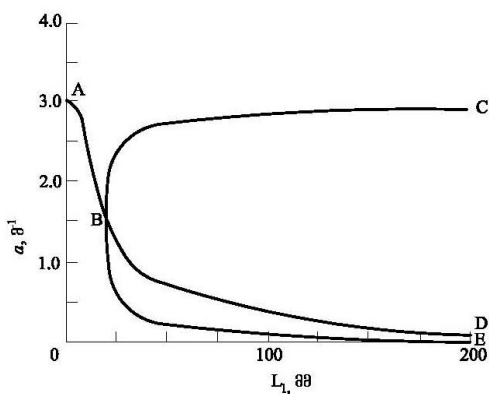
ნახ. 1.9. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L_1 , (როდესაც $L_2/L_1 = 0,25$) ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(O_2/9O_2)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე



ნახ. 1.10. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L_1 , (როდესაც $L_2/L_1 = 4$) ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(O_2/9O_2)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე



ნახ. 1.11. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L_1 , (როდესაც $L_2/L_1 = 0,25$) ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე



ნახ. 1.12. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L_1 , (როდესაც $L_2/L_1 = 4$) ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე

როგორც ჩანს ნახ. 1.10, ფენოვანი ფირფიტის ქცევის არსებითად განსხვავდება, თუ გვერდების ფარდობა იცვლება ისე, რომ ფირფიტის სიგრძე x_2 ღერძის მიმართულებით ოთხჯერ აღემატება სიგრძეს x_1 მიმართულებით. ნახაზიდან გამომდინარეობს, რომ სიგრძეთა დიაპაზონი, რომელშიც შეინიშნება ცალსახა ამონახსნი ასეთი ფენოვანი ფირფიტისათვის, ბევრად უფრო ვიწროა. ჯერად ამონახსნებს აქვთ ადგილი, როდესაც სიდიდე L_1 აღემატება 9 მმ. უნაგირა კონფიგურაცია, რომელიც აღიწერება განშტოებით BD, არამდგრადია და უფრო დიდი ზომის (ე.ი. $L_1 > 25$ მმ) ფენოვანი ფირფიტების სიმრუდე იგივეა, რაც კვადრატული ფირფიტების ან ფირფიტების შეფარდებით $L_2/L_1 = 0,25$.

ნახ. 1.11 და 1.12 ნაჩვენებია სიმრუდის დამოკიდებულება მხარის გვერდის სიგრძეზე L_1 უფრო სქელი ფენოვანი ფირფიტებისათვის B ტიპის კომპოზიტისაგან დაწყობით $(0_4/90_4)_T$ შეფარდებით L_2/L_1 შესაბამისად 0.25 და 4. შეგახსენებთ,

რომ იგივე სისქის კვადრატული ფირფიტის ქცევის ნაჩვენებია ნახ. 1.7, 1.11 და 1.12 შედარებით. ნათელია, რომ კვადრატულ ფირფიტას და ფირფიტას გვერდების ფარდობით 0.25 აქვთ ერთნაირი ქცევა. თუმცა, ფირფიტას $L_2/L_1 = 4$ შეესაბამება გვერდების სიგრძეების L_1 უფრო ფართო დიაპაზონი, რომელშიც ადგილი აქვს ჯერად ამონახსნებს.

მოყვანილი შედეგებიდან გამომდინარეობს, რომ მართკუთხა ფენოვანი ფირფიტებისთვის ამონახსნების განშტოების წერტილის მდებარეობა დამოკიდებულია უფრო გრძელი გვერდის ზომაზე. ყველა ნაჩვენებ შემთხვევაში B ტიპის კომპოზიტისგან შედგენილ ფენოვანი ფირფიტებისათვის, როდესაც ფირფიტის უფრო გრძელი გვერდის ფარდობა მისი საერთო სისქესთან აღემატება 72, არსებობენ ჯერადი ამონახსნები. A ტიპის კომპოზიტისაგან შედგენილ ფირფიტებისათვის, ასეთი კვლევები არ ჩატარებულა, მაგრამ ნავარაუდევია, რომ მათი ქცევა ანალოგიური იქნება. გვერდის სიგრძის ფირფიტის სისქესთან კრიტიკული ფარდობის რიცხვითი მნიშვნელობები აშკარად დამოკიდებული იქნება მასალის თვისებებზე.

1.5.4 ფენების დალაგების თანმიმდევრობის გავლენა

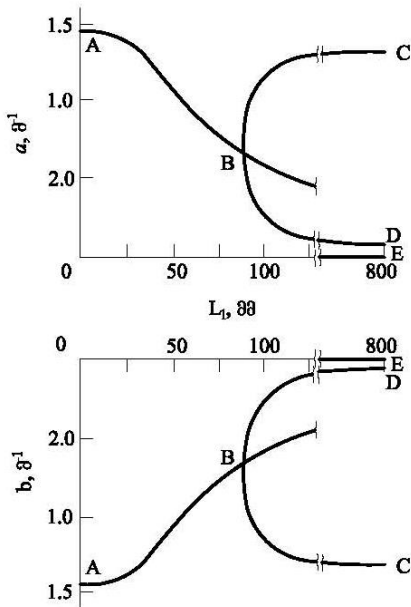
საინტერესოა განვიხილოთ ფირფიტები ფენების განლაგების სხვადასხვა თანმიმდევრობით და შეისწავლოს მათთვის კონფიგურაციები [2]. განსჯა შემოფარგლულია მხოლოდ კვადრატული ფირფიტებით. ორთოგონალურად არმირებული ოთხფენიანი ფირფიტები სათვის არსებობს მხოლოდ ფენების განლაგების ოთხი დამოუკიდებელი თანმიმდევრობები: $(0/0/90/90)_T$ – ზემოთ განხილული (ნახ. 1.8); $(0/90/0/90)_T$; $(0/0/0/90)_T$; $(0/90/0/0)_T$. ყველა სხვა სტრუქტურის მიღება შესაძლებელია ამ ოთხიდან ფენოვანი ფირფიტის მარტივი მობრუნებით დალაგების სიბრტყეში ან მისი მობრუნებით 180° -ით. განვიხილოთ ფენოვანი ფირფიტების სამი ბოლო დალაგებების გაწონასწორებული

კონფიგურაციები, თუ ჩავთვლით, რომ ისინი დამზადებულია B ტიპი კომპოზიტისაგან.

ნახ. 1.13 ნაჩვენებია სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე ფენოვანი ფირფიტისათვის დაწყობით $(0/90/0/90)_T$. ამ ფირფიტის გაწონასწორებული კონფიგურაციები თითქმის მსგავსია ფირფიტების კონფიგურაციებს დაწყობით $(0_2/90_2)_T$ ნაჩვენები ნახ. 1.8. თუმცა, შესაძლებელია საინტერესო განსხვავებების აღმოჩენა. პირველ რიგში, დეფორმაციები სიბრტყიდან ფირფიტისათვის დაწყობით $(0/90/0/90)_T$ – არ არის ისეთი დიდი, როგორც ფირფიტისათვის დაწყობით $(0_2/90_2)_T$. ეს აიხსნება იმით, რომ ასიმეტრია მასალის თვისებებში ფირფიტისათვის დაწყობით $(0/90/0/90)_T$ არ არის ისეთი ძლიერი, როგორც ფირფიტისათვის დაწყობით $(0_2/90_2)_T$. მეორე რიგში, და ეს უშუალოდ უკავშირდება ასიმეტრიის ხარისხს, ამგვარ ფირფიტას აქვს უნაგირა გაწონასწორებულ კონფიგურაციას წრფივი ზომებით 87 მმ–მდე, ხოლო გვერდის სიგრძის კრიტიკული მნიშვნელობა ფირფიტისათვის დაწყობით $(0_2/90_2)_T$ უდრის 37 მმ. ფენოვანი ფირფიტის მასალის თვისებების ასიმეტრიის დონე გამოიხატება სიხისტის მატრიცის B_{ij} კომპონენტის მნიშვნელობებში და ეფექტურ მომენტებში თბური ზემოქმედებისაგან.

ნახ. 1.14 და 1.15 ნაჩვენებია სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობებით შესაბამისად $(0/0/0/90)_T$ და $(0/0/90/0)_T$. ეს დამოკიდებულება არ ემსგავსება არც ერთს ადრე განხილულებისაგან, თანაც მთავარი განსხვავება მდებარეობს საერთო წერტილის არარსებობაში ამონახსნების ყველა განშტოებებისათვის. მიუხედავად იმისა, რომ ამონახსნს საერთო წერტილიდან, ეწოდება ბიფურკაციული, ხოლო ამონახსნს, რომელიც შეესაბამება სიმრუდის ფირფიტის გვერდის სიგრძეზე წყვეტილ დამოკიდებულებას, ეწოდება ამონახსნი ზღვრული წერტილებით. არასიმეტრიული ფენოვანი ფირფიტებისათვის ბიფურკაციური ამონახსნი ჩვეულებრივ დაკავშირებულია ფენათა პაკეტის დაბალანსებასთან, ანუ

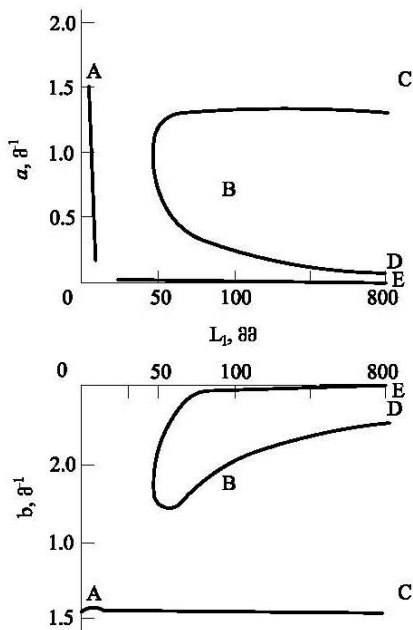
გარკვეული მათემატიკური პირობების შესრულებასთან: $A_{22} = A_{11}$, $B_{22} = -B_{11}$, $D_{22} = D_{11}$, $N_1^T = N_2^T$ და $M_1^T = M_2^T$. ფენების პაკეტი დაუბალანსებული დაწყობები იწვევს ამ პირობების დარღვევას, ე.ი. აისახება მატრიცების A, B, D კომპონენტებზე და ეფექტურ დატვირთვებზე თბური ზემოქმედებისაგან. თუ ამ ტოლობებიდან ერთი ან მეტი არ სრულდება, მაშინ არ არსებობს ბიფურკაციური ამონახსნი.



ნახ. 1.13. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L, კვადრატული ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0/90/0/90)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე

ნახ. 1.14 მიხედვით, ფენოვანი ფირფიტა დაწყობით $(0/0/0/90)_T$ გვერდის "ნულოვანი" სიგრძის დროს (ე.ი. ფორმულირებით, რომელიც უგულებელყოფს გეომეტრიული არაწრფივობების არსებობას) ოთახის ტემპერატურაზე იწინასწარმეტყველება უნაგირა კონფიგურაცია, თანაც ისეთი სახის, როდესაც სიმრუდე x_1 ღერძი მიმართულებით ბევრად ნაკლებია, სიმრუდისა x_2 ღერძის მიმართულებით. ფირფიტის გვერდის სიგრძის ზრდისას სიმრუდეებიდან ნაკლები იწყებს სწრაფად შემცირებას. წრფივი ზომისას 100 მმ სიმრუდე x_1 ღერძის მიმართულებით მცირდება ნულამდე და ფირფიტა ხდება ცილინდრული,

სიმრუდით მხოლოდ x_2 ღერძის მიმართულებით. როდესაც ფირფიტის წრფივი ზომა იზრდება დაახლოებით 200 მმ-მდე, ჩნდება ჯერადი გაწონასწორებული კონფიგურაციები. ამონახსნის ერთი განშტოება წარმოადგენს AE ცილინდრული განშტოების გაგრძელებას. ამონახსნების განშტოებები BC და BD შეესაბამებიან სხვა გაწონასწორებულ კონფიგურაციებს (აღვნიშნავთ, რომ სიმრუდის მნიშვნელობები x_2 ღერძის მიმართულებით, რომლების შეესაბამებიან ამონახსნის ამ განშტოებას, გრაფიკზე დატანამდე გადამრავლდნენ 50-ზე). მაგალითად, წრფივი ზომისას 400 მმ განშტოება BC შეესაბამება ცილინდრულ კონფიგურაციას ნულოვანი სიმრუდით x_2 ღერძის მიმართულებით. სიმრუდე x_1 ღერძის მიმართულება თითქმის უდრის წრფივი ამონახსნით ნაწინასწარმეტყველ მნიშვნელობას. განშტოება BD შეესაბამება უნაგირა კონფიგურაციას, რომლის სიმრუდეები ორივე მიმართულებით მცირე, მაგრამ სხვადასხვა ნიშნის. თუმცა ამ კონკრეტული შემთხვევისთვის x_2 ღერძის მიმართულებით სიმრუდის განსაზღვრა იქნებოდა შეუძლებელი. სამი გაწონასწორებული კონფიგურაციებიდან რომელი შეინიშნება სინამდვილეში, განისაზღვრება მათი მდგრადობის საკითხის გამოკვლევით.

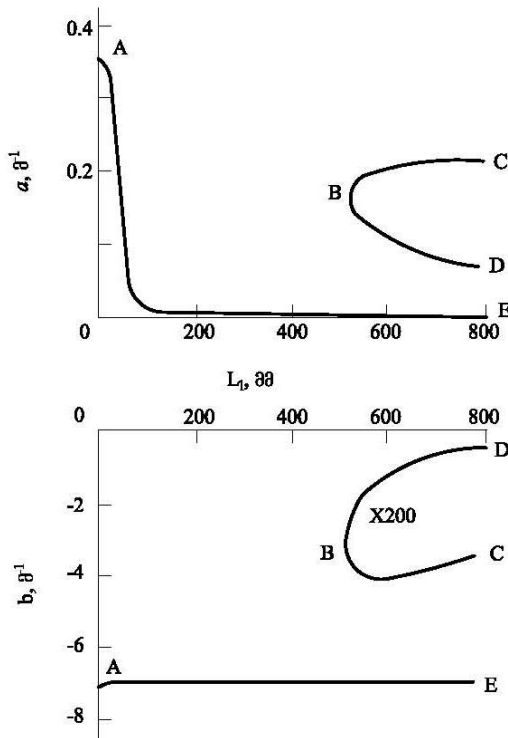


ნახ. 1.14. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L , კვადრატული ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0/0/0/90)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე

მდგრადობის ანალიზიდან გამომდინარეობენ საინტერესო შედეგები. განშტოლებები AE და BC შეესაბამებიან მდგრად კონფიგურაციებს და BD განშტოება კი არამდრადს. განსხვავებით სხვა განხილული ფენოვანი ფირფიტებისაგან, განსახილველი ფირფიტისათვის ნაწინასწარმეტყველია ერთადერთი და მდგრადი კონფიგურაციის არსებობა (წრფივი ზომების დიაპაზონში $100 \text{ მმ} \leq L \leq 200 \text{ მმ}$). მაგალითად, 100×100 მმ ზომის ფირფიტა იძლევა ცილინდრულ ფორმას და მას ვერ აიძულებთ გადავიდეს სხვა ცილინდრულ ფორმაზე. დიდი ზომების ფენოვანი ფირფიტები, ვთქვათ 600×600 მმ, შეიძლება ვაიძულოთ მიიღოს ორი ცილინდრული კონფიგურაციებიდან ნებისმიერი. ერთ-ერთი მათგანს ექნება სიმრუდის მახასიათებლები როგორც ფირფიტისათვის ზომებით 100×100 მმ, ე.ი. მას შეესაბამება განშტოება AE . სხვა კონფიგურაცია წარმოდგენილია განშტოებით BC . უნაგირა კონფიგურაცია ფირფიტისათვის 600×600 მმ არასდროს შეინიშნება.

სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძისაგან ფენოვანი ფირფიტისათვის B ტიპის კომპოზიტისათვის დაწყობით $(0/0/90/0)_T$ (ნახ. 1.15) საკმაოდ ემსგავსება ანალოგიურ დამოკიდებულებას ფირფიტისათვის დაწყობით $(0/0/0/90)_T$. ბიფურკაციული ამონახსნის ნაცვლად, ნაწინასწარმეტყველია ამონახსნი ზღვრული წერტილების მიხედვით. შედარებით ფირფიტასთან, დაწყობით $(0/0/0/90)_T$ განსახილველ ფირფიტას სიმრუდე ნაკლებია და მრავალმნიშვნელობიანი ამონახსნები ჩნდება დიდი ზომის ფირფიტებისათვის. ეს კიდევ ერთხელ შეიძლება აიხსნას $(0/0/90/0)_T$ დაწყობის ფირფიტის თვისებების ნაკლებად გამოხატული ასიმეტრიით შედარებით დაგებასთან $(0/0/0/90)_T$. ეს ამკარაა, თუ საწყისად ავიღებთ ფირფიტას დაწყობით $(0/0/0/0)_T$, რომელსაც არ

გააჩნია თვისებების ასიმეტრია. თუ ყველაზე დამორებული ფირფიტის გეომეტრიული შუა სიბრტყიდან, ფენას აქვს ორიენტაცია 90° (ფირფიტის გრძივი ღერძის მიმართ), მასალების თვისებების და თერმული ზემოქმედებისაგან დატვირთვების ასიმეტრია, გამოიხატება უფრო მეტი ხარისხით, ვიდრე იმ შემთხვევაში, როდესაც 90° ორიენტაცია აქვს შუა სიბრტესთან უახლოეს ფენას.



ნახ. 1.15. სიმრუდის დამოკიდებულება გვერდის სიგრძეზე L , კვადრატული ფენოვანი ფირფიტებისათვის დაწყობით $(0/0/90/0)_T$ B ტიპის კომპოზიტისაგან ოთახის ტემპერატურაზე

უნდა აღინიშნოს, რომ ფირფიტების მცირე ზომების არეში, რომელიც შეესაბამება ნულამდე სწრაფად შემცირებად სიმრუდეს x_1 ღერძის მიმართულებით, ადგილი აქვს სიმრუდის უმნიშვნელო შეშფოთებას x_2 ღერძის მიმართულებით (AE განშტოება). არანულოვანი სიმრუდე (b სიდიდე) უმნიშვნელოდ მცირდება მოდულით ფირფიტის გვერდის სიგრძის ზრდისას და შემდეგ კვლავ იზრდება. რეალურ ფენოვანი ფირფიტაში ამგვარი ქცევა სავარაუდოდ არ იქნება შემჩნეული.

1.6 პირველი თავის დასკვნები

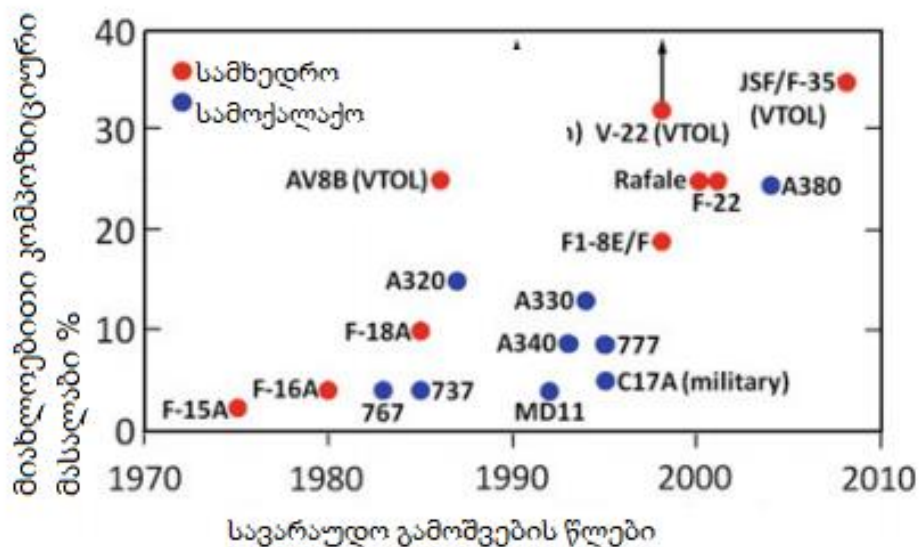
- ლიტერატურის მიმოხილვიდან შეიძლება შემდეგი დასკვნების გაკეთება:
- თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების კომპოზიციური მასალის მდგრადობის პერიოდში გაანგარიშების დახვეწის პრობლემა აქტუალურია და იმყოფება აქტიური დამუშავების სტადიაში;
- სამეცნიერო ლიტერატურაში პრაქტიკულად არ გვხვდება საჰაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის გაანგარიშების ტრადიციული ანალიზური და რიცხვითი მეთოდები, რომლებიც პრაქტიკული რეალიზაციის მოხერხებულობას ათავსებენ, ზოგადი დაძაბულ-დეფორმირებულ მდგომარეობის დეტალურ ასახვასთან, აგრეთვე მისი კომპონენტების ცვლილებებს დადატვირთვის კრიტიკულ მნიშვნელობამდე გაზრდის დროს.
- გამოკვლევათა უმრავლესობა ეძღვნება, ფენოვანი თხელკედლიანი კომპოზიციური მასალისგან კონსტრუქციის დეფორმაციის სხვადასხვა მოდელების აგებას და დიფერენციალური თანაფარდობების მიღების დატვირთვის, დეფორმაციის კომპონენტებსა და ძალებს შორის.
- საშუალო ზომის საჰაერო ხომალდებში, პრაქტიკულად არ გვხვდება ხომალდის ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის გაანგარიშება მდგრადობაზე.

თავი II

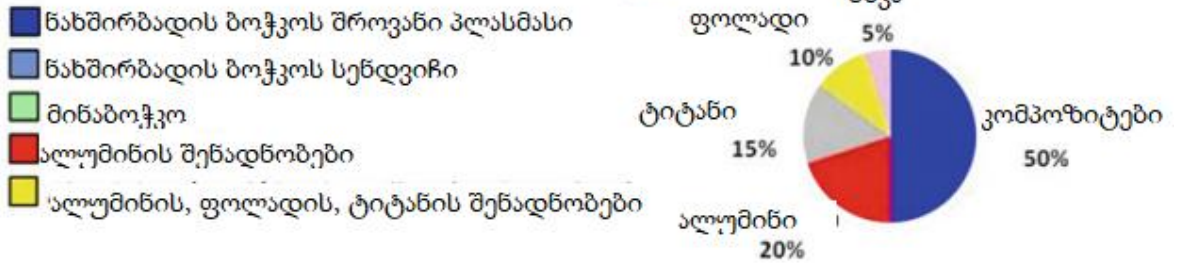
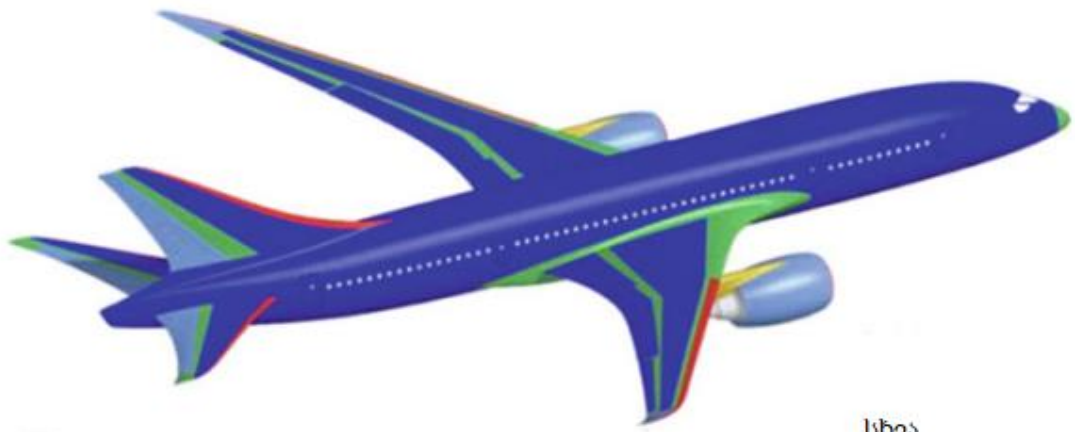
ძირითადი ნაწილი

2.1 კომპოზიტები

თვითმფრინავის სტრუქტურული მასალები უნდა იყოს ისეთი კომბინაციის, რომ მათი წონა, მდგრადობა და წარმოება, შეესაბამებოდეს საავიაციო სტანდარტებს. ალუმინის მასიური გამოყენება დაიწყო საავიაციო ინდუსტრიაში 1930-იანი წლებიდან, ერთ-ერთი პირველი იყო კომპანია „ბოინგის“ წარმოების თვითმფრინავი Boeing 247 (1933) და „დუგლას“ DC-2 (1934), მაგრამ კომპოზიტების



სურათი 2.1 საჰაერო ხომალდებში ნახშირბადის ბოჭკოს შემადგენელი (ძირითადად ნახშირბადის ბოჭკო CFRP) სერიოზულ კონკურენციას უწევს მეტალის შენადნობებს.



ფიგურა 2.2 Boeing-787 -ში გამოყენებული სხვა და სხვა მასალები

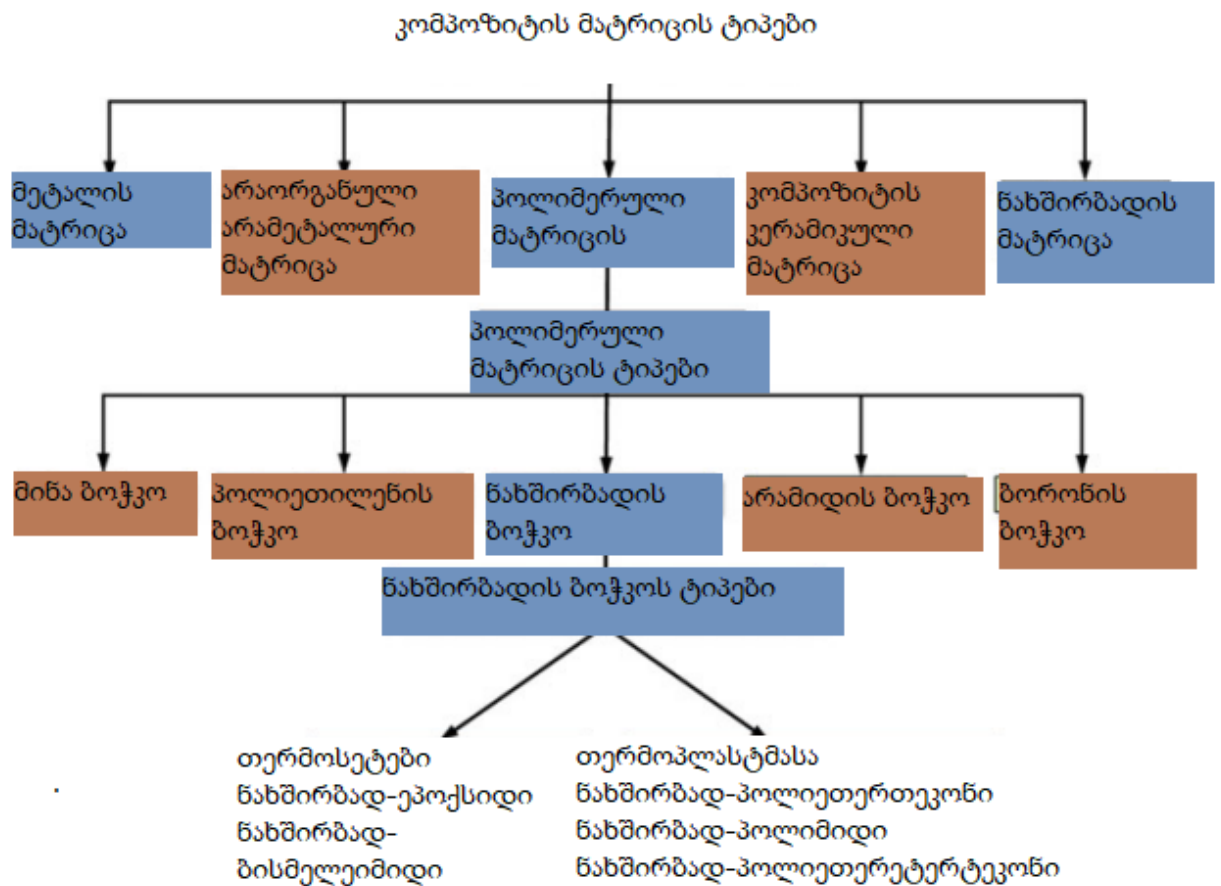


ფიგურა 2.3 A380 ფიუზელაჟის შემადგენელი ნაწილები

ქვემოთ მოყვანილია ორი მაგალითი.1)სპორტული და სპეციალური ს.ხ. იყენებენ უფრო

კომპოზიტებს უფრო მაღალი პროცენტულობით. 2) სამხედრო ს.ხ-ები სპეციალური დანიშნულების (მაგ. სტელს თვითმფრინავები) გააჩნიათ ბევრად მაღალი პროცენტულობით კომპოზიტები, ვიდრე მათი თანამედროვე სხვა ს.ხ-ები. (მაგ. F-35 რადგან ის უნდა იყოს რადარებისთვის შეუმჩნეველი) (ფიგურა.2.1)

სამოქალაქო ს.ხ. ინდუსტრიაში მაგ. როგორცაა Boeing 787 და Airbus 350 მოახდინეს „თამაშის წესების“ შეცვლა. მათი ფიუზელაჟის და ფრთასხმულობის 50-52% კომპოზიტებისგან შედგება. (2.2. ფიგურა) მაგრამ, ზოგიერთი სკეპტიკოსის აზრით საკამათოა თემა, რომ ისეთი თვითმფრინავების როგორცაა Boeing 737 და Airbus 320 ზომის ს.ხ.-ები მომავალში გამოიყენებენ იგივე და მეტი პროცენტულობის კომპოზიტებს, რადგან ძალიან ძვირი ჯდება, ვიდრე ალუმინის შენადნობები. ასევე არის სხვა უარყოფითი და ასევე დადებითი მხარეები, (2.4 ფიგურა) რომელსაც ჩვენ მოგვიანებით განვიხილავთ.



ფიგურა 2.4 მატრიცის პროგრესულად კლასიფიცირებული შემადგენელი ნაწილები, ნახშირბადის ბოჭკო , თერმოსეტი და თერმოპლასტმასა

რაც აშკარაა, ისაა რომ უფრო და უფრო იხვეწება დიზაინი და ჰიბრიდული ფიუზელაჟების, ფრთის და ფრთასხმულობის, როგორც სამხედრო ისე სამოქალაქო ს.ხ.ებში (2.3)

2.2 კომპოზიტის მატრიცის ტიპები. კომპოზიტები არიან მასალები, რომლებიც შედგებიან ორი განხვავებული კომპონენტისგან, რომლებიც გაზრდილ მონაცემებს შეიცავენ. ძირითადი კომპონენტი არის განგრძობითი მატრიცა. მეორე კომპონენტი არის შემავსებელი მასალა. ისინი რამდენიმე კატეგორიად იყოფა, დაფუძნებულია მასალებზე და დამზადების მეთოდზე. მიმოხილვაა წარმოდგენილი კომპოზიციური მასალების ფიგურა 2.4

2.3. თერმოსეტი და თერმოპლასტინი

როგორც სურათი გვიჩვენებს, არის ორი კატეგორია: თერმოსეტი და თერმოპლასტინი. თერმოსეტი: ყველაზე ფართოდ გავრცელებული თერმოსეტები, თვითმფრინავის კონსტრუქციაში არის თვითმფრინავის რეზინა, ისინი კარგად დამუშავებულია და ქიმიური და მექანიკური მონაცემები აქვთ. ისინი იტანენ დაბალ სიბლანტეს გახურებისას, ააქტიურებს თხევად რეზინის ფორმების ტექნიკას, როგორც რეზინის ფორმირებას.

ბისმალედიინის რეზინას აქვს გადამუშავება და მექანიკური მონაცემები შედარებულია ეპოქსიდს. რეზინის თვისებები ასრულებს ლიმიტს (180°C) ზემოთ და არის 130° მიღმა იმ ეპოქსების.

ცხრილი 2.1 თერმორეაქტივების და თერმოპლასტმასის შედარება, თბისებები

თერმორეაქტივები	თერმოპლასტმასი
<ul style="list-style-type: none"> • განიცდის ქიმიურ ცვლას ვულკანიზაციისას • დაბალი გადფუჭების ალბათობა • დაბალი ტეხვის ენერჯია • გადამუშავებისას იგივე მასალას ვეღარ ვიღებთ • ტენისადმი დაბალი გამძლეობა • დაბალი სიბლანტე 	<ul style="list-style-type: none"> • არარეაქტიული, ვულკანიზაცია არაა საჭირო • მაღალი შანსი გაფუჭების • მარალი ტეხვის ენერჯია • ძალიან მაღალი სიბლანტე • გადამუშავება შეიძლება • ტენისადმი გამძლე • ზოგიერთ შემთხვევაში შეზღუდული მედეგობა
<p>უპირატესობები</p> <ul style="list-style-type: none"> • დაბალი დამუშავების ტემპერატურა • რთული ფორმების შესაძლებლობა • ბოჭკოს კარგი დატენიანება • თხევადი რეზინის წარმოების საშუალება • ცოცვადობასთან მიდევრობა 	<ul style="list-style-type: none"> • გადამუშავების შედარებით მცირე ვაგები • ხელახლა გამოყენის შესაძლებლობა • გაციების გარეშე საწყობში შენახვის • შეუზღუდავი დრო • კანშრეგების მაღალი მიდევრობა
<p>ნაკლოვანებები</p> <ul style="list-style-type: none"> • გადამუშავების მცირე დრო • ვულკანიზაციის დიდი დრო • შეზღუდული შენახვის დრო (მოითხოვს გაციებას) 	<ul style="list-style-type: none"> • გამხსენლზე დაბალი მედეგობა • დამუშავებისას საჭიროებს მაღალ ტემპერატორას და წნევას • ცოცვადობისკენ მიდრეკილება • შეღწევადობასთან მედეგობა

მაღალი ოპერატიულ ტემპერატურაზე პოლიმიდეები გამოიყენება. ეს ნებას რთავს ამუშაოს 300 გრადუსზე, მაგრამ ბისმალეიმიდის რეზინაზე ძვირია და რთულად დასამუშავებელი.

თერმო პლასტმასი. ეს შეიცავს პოლიეთერთეკონს, გამოიყენება 120 ° . პოლიეთერთეკონე გამოიყენება 145 ° ცელსიუსზე. თერმოპლასტიკის ტიპის პოლიმიდი 270 ° გამოიყენება. ეს სამი მატრიციანი ტიპი ყველაზე ხელსაყრელია საავიაციოში სფეროში. თერმოპლასტმასები სრულიად პოლიმერულ მდგომარეობაში გადაყავთ სანამ კომპოზიტურ მასალებს გამოიყენებენ. თუმცა ისინი არ მიდის რეზინის ტრანსფერ მოლუნვაში. რეზინის გადამუშავება ან ცხელი ბოჩკოების დაპრესვა უფრო მიესადაგება.

თერმოსეტების და თერმოპლასტიკების მონაცემების შედარება წარმოდგენილია 2.1. ცხრილში. მათი შედარების მნიშვნელოვანი ნიშნებია 1) თერმოსეტებს შედარებით დაბალი დამაბულობის თევადობა აქვთ, რომელიც შედეგია ცუდი ხარისხის ტევაზე მუშაობისა, თერმოსეტები იწვევენ ტენიანობას, რომელიც ამცირებს მატრიცულ-დომინანტის თვისებებს, როგორც ტემპერატურის აწევა და დაჭირხვნის გამძლეობა. 2) თერმოპლასტიკა უფრო ძვირია და მოითხოვს დამშავების უფრო მაღალ ტემპერატურას და წნევას, რომელიც ზრდის ფასთა სხვაობას. 3) საბოლოოდ, თერმოსეტები უფრო ფართოდ გამოიყენება. თერმოპლასტიკას დიდი მნიშვნელობა ენიჭება მაღალი შეჯახების და კუთხეების საკითხზე, რაც განაპირობებს ფასის ზრდას.

კომპოზიტიური ბოჭკო ნახშირბადის ბოჭკოს 3 კატეგორიაა: ეს არის მაღალი მოდულური „ტიპი I“ მაღალი სიმძლიერე, „ტიპი II“ და საშუალო მოდულური. ეს მაგალითები მოცემულია 2.2, ცხრილში, რომელიც გვიჩვენებს ბოჭკოების სამი ტიპის განსხვავებულ მექანიკურ მონაცემებს. ასევე გვიჩვენებს I და II ანუ (HM) და (HS) ბოჭკოების სიმძლავრეს. იმის მანიშნებელია რომ მაღალი მოდულურობა გაცვლილია მაღალ სიმძლავრეზე.

ბოჭკოს წარმოებლები წარმოადგენენ მოდულის და სიმძლავრის ფასეულობებს სამ ბოჭკოს კატეგორიაში. ასევე არის 2 სხვა კატეგორიაც მიჩნეული როგორც სტანდარტი და ულტრა მაღალი მოდული. ეს უკანასკნელი არის ტევაგამძლე: რაც უფრო მაღალი მოდულურობაა, უფრო მყიფეა ბოჭკოც.

ცხრილი 2.2 კომერციული ნახშირბადის ბოჭკოს თვისებები

თვისებები	HM ტიპი I	HS ტიპი II	IM ტიპი III
სიმკვრივე(გრ/სმ ³)	1.9	1.8	1.8
დაჭიმულობის მოდული	276–380	228–241	296
დაჭიმულობის სიმტკიცე	2415–2555	2105–4555	4800
დამაბულობის მაქსიმალური დერომაცია %	0.6–0.7	1.3–1.8	2.0
თერმული გაფართოება X10 ⁻⁶ mm ⁻¹ K ⁻¹)	-0.7	-0.5	N/A
თბოგამტარობა (Wm ⁻¹ K ⁻¹)	64–70	8.1–9.3	N/A
წინაღობა (μΩ m)	9–10	15–18	N/A

ნახშირბადის ბოჭკოების წარმოება

ეს ბოჭკოები დამზადებულია: კარბონიზაციის ორგანიკული წინამორბედისაგან. უმრავლესობა პოლიაკრილონიტრილისგანაა დამზადებული, რომელიც გვაწვდის საუკეთესო ბოჭკოს მონაცემებს .

საბოლოო თვისებები დამოკიდებულია პროცესის დეტალებზე და ასევე როგორ უძლებენ თერმო დამუშავებას.

ნახშირბადის ბოჭკოს შემავსებელი: დასრულებული PAN-ის ბოჭკოებს აქვს დიამეტრი 5 და 10 მიკრომეტრი, მაგალითები ნაჩვენებია 2,5 ცხრილში. ზედაპირი გვახსენებს გადაჭრილ ხეს, უფრო პატარა და ნაზ დიამეტრის ბოჭკოებს ტოვებს, რომელიც არის მატრიცის პატარა ნაწილებში. ასევე გვაძლევს მაღალ სიმტკიცეს გადაკვეთის ადგილებზე, ეს ბოჭკოები უფრო ძვირია. მშრალი ნახშირბადის ბოჭკოს პროდუქტები:

ეს არის პროცესი რომელიც წარმოადგენს გათრევის ბოჭკოებს, რაც გამოიყენება სხვა და სხვა შაბლონ ბოჭკოებში, რეზინის ფირზე ან თხევად რეზინზე.

ავიაკოსმოსური მასალების წარმოება

ავიაკოსმოსური მასალების და სტრუქტურების წარმოება განხილულია მეხუთე თავში და მიმოხილვა აქ არის წარმოდგენილი.

მთავარი მეთოდი CFPR ავიაკოსმოსური კომპონენტების არის, განშრევა ან ბოჭკოთა ფენების გასწორება. სხვა მეთოდია რეზინის მოღუნვის მეთოდი, დამხვევ, გამხვრეტ მანქანაზე გაჭიმვის შეცვლა, გაბრტყელება-გახურება. ესენია ავიაკოსმოსური მასალების ფორმები, რომლებიც ამ ტექნიკით მზადდება. ცხრილში 2.6 არის რამდენიმე ნაბიჯის კომპონენტი, რომლის მიხედვითაც მივიღებთ საბოლოო პროდუქტს.

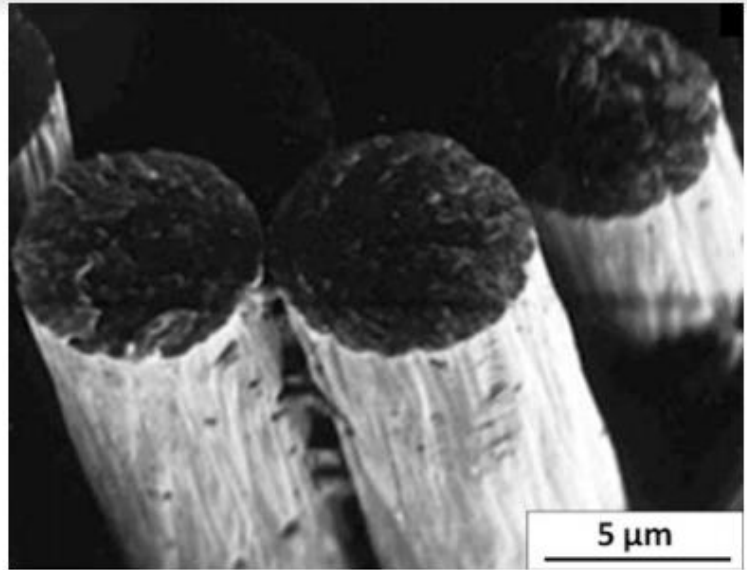
ცხრილი 2.3

ტიპური ნახშირბადოვანი ბოჭკოთი გაძლიერებული პოლიმერისგან დამზადებული ავიაკოსმოსური კომპონენტების ფორმირება რამოდენიმე მეთოდის საშუალებით.

ტექნიკები	სტრუქტურის ტიპები	აპლიკაციები
ლამინირება	<ul style="list-style-type: none"> • სქელი მონოლითი • ფურცლოვანი მასალა, შიდა გამაგრებით • სენდვიჩ-პანელები • რთული ფორმები 	<ul style="list-style-type: none"> • ფრთის ზედაპირი • დასხმულობის შემონაკერი • მართვის ზედაპირები • შემონაკერი • ფიუზელაჟის ნაწილები
რეზინის გადაცემის	პატარა კომპლექსური ფორმები	კარები, სპოილერები, ფრთაუკანები

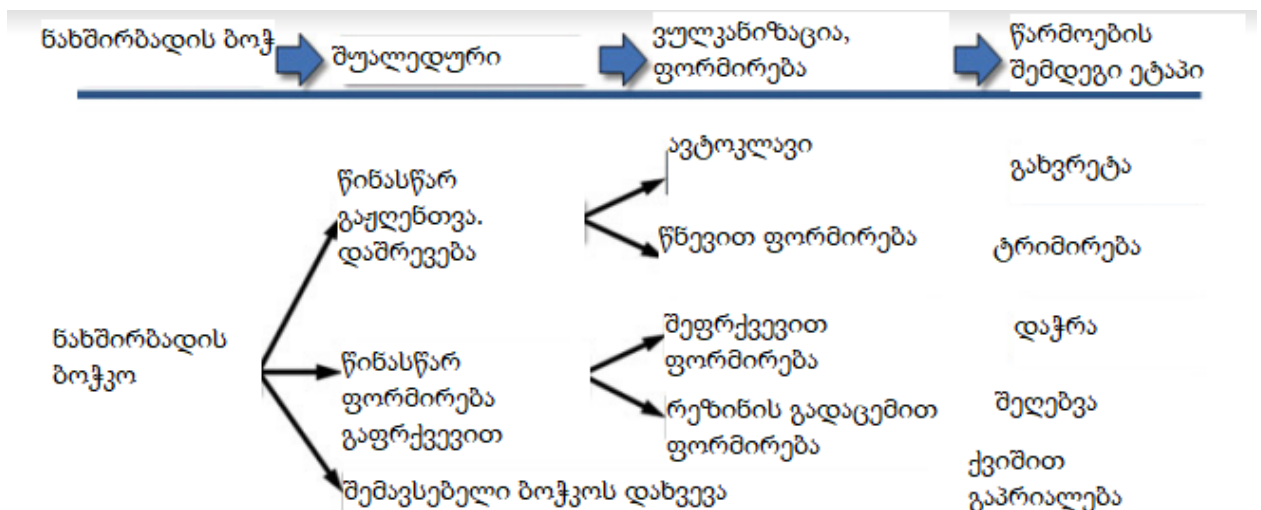
მოდულები		
ბოჭკოს ხვია	<ul style="list-style-type: none"> • დახურული ზედაპირები • ღია კორპუსი • მილები • მეორადი მილები 	<ul style="list-style-type: none"> • წნევანი ყალიბი • რაკეტული ძრავა • ვერტმფრენის ნიჩბები • ამძრავი ღერძი
წნული	<ul style="list-style-type: none"> • მილები • კომპლექსური მილები • დახურული ზედაპირები • მეორადი ფორმირება 	<ul style="list-style-type: none"> • ამძრავი ღერძი • სხვა და სხვა ფორმის მილები • ძრავის ნიჩბები • წნევანი ყალიბი
გაჭიმვითი განლაგება	<ul style="list-style-type: none"> • ლამინირება • რთული ჩახვევა 	<ul style="list-style-type: none"> • ლამინირება • სახელურები
პულტრუზია	<ul style="list-style-type: none"> • კოჭი 	<ul style="list-style-type: none"> • იატაკის კოჭი

ფიგურა 2.5. ნახშირბადის ბოჭკოები ელექტრონულ მიკროსკოპში, დაბოლოებები არის გატეხილი



ლამინირების პროცესები. თვითმფრინავის მწარმოებლები გვირჩევენ ეპოქსის ლამინირების საწყის ეტაპზე წინასწარ გაჟღენთილი და უმიმართულებო იყოს მასალა(ლენტი).

ATL- ლენტი მრავალფუქციურია. ის ამორებს მომყოლ ქაღალდის ლენტს. აწვდის წნევას შემკვრელ ნაწილ, ჭრის მასალას ზუსტად ადგილას, გასწევს



ფიგურა 2.6 ესაა ნახშირბადის წარმოების მეთოდები

ინტრუმენტს, კეცავს საწყის პოზიციაზე და იწყებს შემდეგ პროცესს.



ფიგურა 2.7 შრეების ავტომატური აწყობა. ეს არის ამწყობი მოწყობილობა, რომელიც გამოიყენება კომპოზიტების საწარმოებლად

როცა კლანში გამოჩნდება სიგნალს იძლევა რომ ფირის მოძრაობა შეწყდეს.

რეზინის გადაცემის მოღუნვა: ეს ტექნიკა გვამლევს თერმოსეტის დახასიათებას დაბალის სიბლანტის საფეხურზე. მშრალი მატერია, არის შესატყვის ამოდრმავებულ ადგილას აცხელებენ ღუმელში, შემდეგ ათავსებენ რეზინს წნევის ქვეშ. ვაკუმი ჩვეულებრივ გამოსასვლელ წერტილში გამოიყენება, რომ მოაშორონ და დაატენიანონ ინექციამდე. ინექციის შემდეგ ტემპერატურა იზრდება. შემდეგ აცხელებენ, ღუმელში გამოსვლისას აწვდიან ვაკუმს, რათა მიიღოს რეზინმა ფორმა. ვიყენებთ ღუმელს ორთქლის სტერილიზატორის მაგივრად, თუმცა ორთქლის სტერილიზატორის წნევის არქონა, მხოლოდ ვაკუუმის იმედად გვტოვებს და შედეგად ხუთი პროცენტით ნაკლებ ბოჭკოს ვიღებთ ვიდრე RTM (რეზინის გადამცემი მოღუნვა).

რეზინის ლენტის ჩასხმა. ამ პროცესში, რეზინი თავსდება მშრალი მასალის წინასწარ გამზადებულ ფორმაში. ხდება ვაკუმი და იტვირთება ორთქლის

სტერილიზატორით. იწვევს ტემპერატურა, რეზინის დაბალი სიბლანტე და წნევის დაბალი დონე იზრდება, კომპონენტი რომ დაკეცონ და ვულკანიზირება გაუკეთონ.

შემავესებლის ხვია ეს მოიცავს : ვრცელ რეზინის ბოჭკოს ან ხვეულ გულარს. გულარი შორდება ვუნკანიზაციის დროს, ეს ტექნიკა ყველაზე უკეთესად მიდის იმ კომპონენტებზე რასაც სწორი ზედაპირი აქვს.

ბოჭკო შეიძლება იყოს, სველი ვულკანიზაციის დროს მშრალი ბოჭკოები ერთმანეთს ეწებება. თერმოსეტის რეზინი ყველაზე ხშირად გამოიყენება. თერმო პლასტმასი იყენება წინასწარ გაჟღენთილი ვულკანიზაციის დროს. თერმო პლასტმასები ერთმანეთში არ ერთიანდება ვულკანიზაციის დროს.

პელტრუსია გამოიყენება სხვადასხვა ტიპის ნაწილებში ავიაციაში. შეიძლება იყოს ხარისხის პრობლემები სხვა პროცესებთან შედარებით.

გადამამუშავებელი დანადგარის მინიშნება და ახსნები.

ავიაწარმოებლებს აქვთ შიდა ფორმის შესაბამისი ახსნები და სფეციფიკური CFRP დახასიათება და გადამამუშავება, განსაკუთრებით აღმოჩენა და ბოჭკოს შეფასება არის აუცილებელი ოპტიმალური კომბინაცია სპეციფიკური გამოყენების ასარჩევად.

2.4.CFRP მონაცემები

მთავარი სტიმული CFRP განვითარებისთვის არის დაბალი სიმკვრივის კომბინაციის სტრუქტურული ეფექტურობის შერჩევა $P=1.52-1.63$ გ/სმ³ მაღალი სიმლიერე და სიხისტე.

- 1) სპეციფიკური სიხისტე E/P არის ფრთის ქვედა ზედაპირზე, ზედა სტაბილიზატორი ან ფრთასხმულობა ზედაპირები, ლონჟერენები, ნერვიურები და შპანჰოუტები.

2) სპეციფიკური გალუნვის გამძლეობა E113/P არის მნიშვნელოვანი ფრთის ზედა ზედაპირისათვის. ფიუზელაჟის და ჰორიზონტალური ქვედა ფრთასხმულობისათვის.

როგორც აღვნიშნეთ, CFRP კომპონენტი უფრო ძვირია ვიდრე ალუმინის შენადნობი, ფოკუსირდება შემდეგ მთავარ თემებზე: სპეციფიკური ტექნიკური მახასიათებლები, წონა, სტრუქტურული რემონტი და ტექნიკური მომსახურება.

სფეციფიკური ტექნიკური მახასიათებლები, ფასისა და პრაქტიკული წონის დაზოგვა

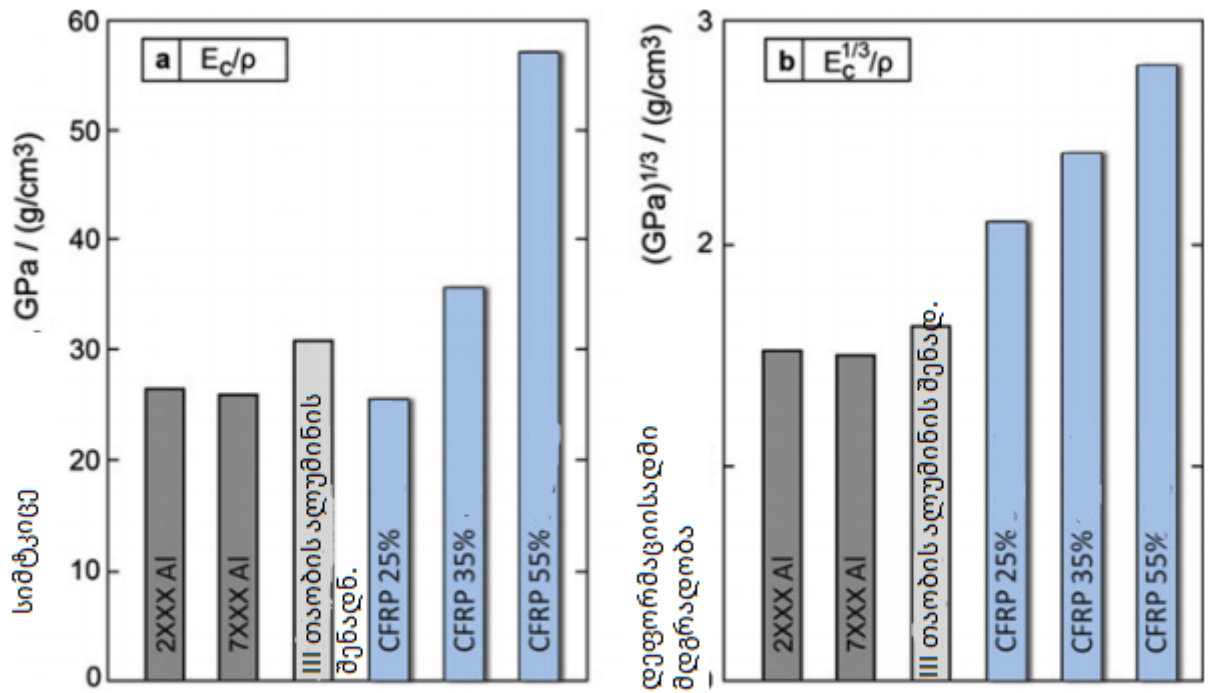
ბოჭკოები ყველა დატვირთვის თავის თავზე იღებს და პასუხისმგებელია სიმლიერესა და სტრუქტურულ სიხისტეზე.

ცხრილი 2.4 ნახშირბადის ბოჭკოს შედარებითი უპირატესობები და ნაკლოვანებები ალუმინის შენადნობებთან მიმართებაში

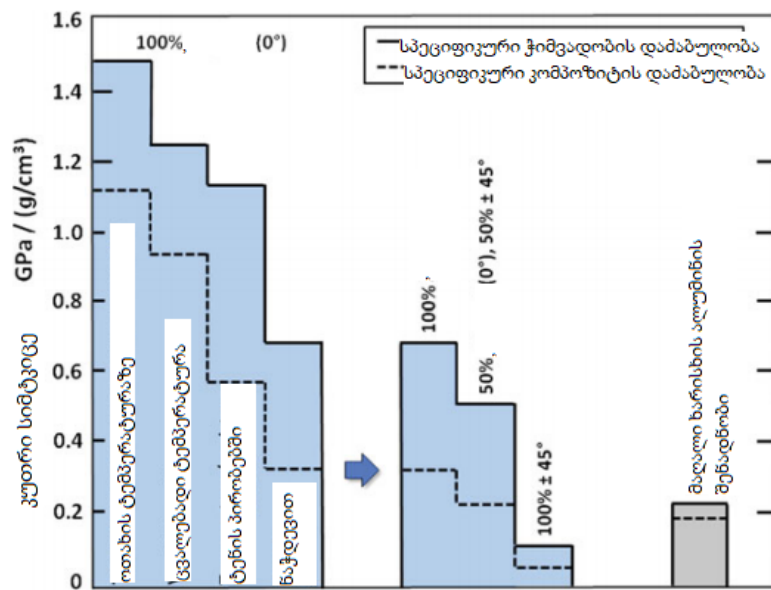
პლიუსები	მინუსები
<ul style="list-style-type: none"> • მაღალი სპეციფიკური სიმტკიცე • წარმოებული დეტალების ფორმების მრავალგვარობა • 10%-20% წონის დაზოგვა • განზომილებითი სტაბილურობა • მაღალი დატვირთვის სიმტკიცე • კოროზიისადმი მედგრობა • რადიოტალღების შთანთქმის შესაძლებლობა • ვიბრაციების ჩახშობის 	<ul style="list-style-type: none"> • წარმოების მაღალი ფასი • ფენებს შორის რღვევა წარმოების პროცესში (მაგ. ხვრელების გაკეთებისას) • რთულად შემაერთებელი ნაწილები ძნელად ანალიზდება და ზოგჯერ ცუდ შედეგს გვაძლევს. რთული ხდება გავანალიზოთ და გამოსასწორებლად სწორად ვიმოქმედოთ. • სტატიკური დატვირთვის დროს

<p>უნარი(ზოგიერთ შემთხვევაში)</p> <ul style="list-style-type: none"> • თვითაღმდგენადობა 	<p>მაღალი მგრძობელობა</p> <ul style="list-style-type: none"> • დაზიანების სიდიდის კონტროლის სირთულე • დარტყმისადმი ნაკლებად გამძლე • სირთულე ვადებსა და სერთიფიცირებაში • დაბალი ელექტრო გამტარობა, რაც მეხის დაცემის შემთხვევაში უფრო პრობლემურია • ერთჯერადი გამოყენება
--	--

სპეციფიკური სიძლიერე: ფიგურა 2.8. გვიჩვენებს 100% ერთ ხაზზე გასწორებული CFRP ლამინირებს და აქვს ძლიერი სპეციფიკა, ალუმინის შენადნობის შესაძლებლობების მიღმა. შემამცირებელი ფაქტორები ითვლის მახასიათებლის საიმედოობას და გარემოს 2.4 ცხრილი. სპეციფიკური სიხისტე 2.9 ფიგურა. ადარებს სპეციფიკურ სიხისტეს ალუმინის შენადნობის ჩვეულებრივ ავიაკოსმოსურ და მესამე AL-LI (ალუმინ ლითიუმის შენადნობი) მაღალი ბოჭკოების სიმჭიდროვეს შემცირების ფაქტორის გარეშე.



ფიგურა 2.9 სპეციფიკური სიმტკიცე, მაღალი სიმტკიცის ბოჭკოების (60% მოცულობა) ნახშირბადის ბოჭკოს შედარება, საავიაციო ალუმინისა და მესამე თაობის ალუმინის შენადნობთან



ფიგურა 2.8 დამაბულობის შემცირების ფაქტორები მოქმედებს ნახშირბადის ბოჭკოს სიმტკიცეზე, რომელიც შედარებულია კუთრ სიმტკიცის ალუმინის შენადნობის კუთრ სიმტკიცესთან

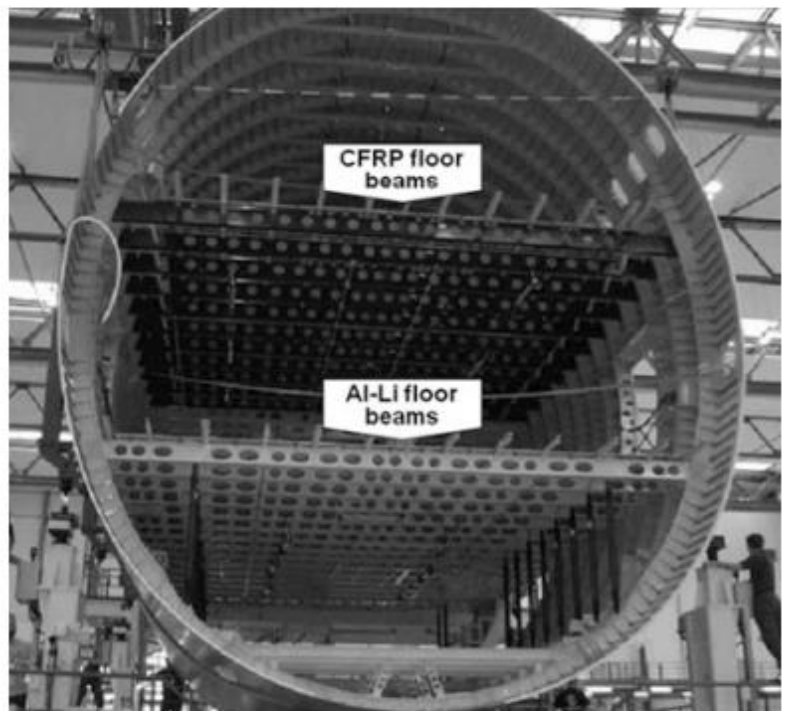
საერთო უპირატესობა CFRP უფრო ნაკლებია ვიდრე სპეციფიკურ შემთხვევებში.

პრაქტიკული წონის შემცირება: ს.ხ.-ის უმეტესი კონსტრუქციები გათვლილია მრავალხმრივ დატვირთვებზე, ეს ნიშნავს მექანიკურ -იზოტროპულ

თვისებების მნიშვნელოვნობას, ანუ ბოჭკოების სწორი დატვირთვის მიმართულება იქნება 25% რომელიც არის ყველაზე დაბალი. 2.9 ფიგურა.

მომავალი დისკუსია უფრო მნიშვნელოვანია; ეს გვიჩვენებს რომ CFRP მაღალ პროცენტს გასწორებულ ბოჭკოებს აქვს სპეციფიკური სიძლიერე და სიხისტე, ალუმინის შენადნობებთან შედარებით. მაღალი წონის მოგების პირდაპირი თარგმანის კომპონენტები შეუძლებელია. ეს არის შემამცირებელი ფაქტორების არ ყოფნის შემთხვევა, წონის დაზოგვა, უმნიშვნელოდ მაღალია ვიდრე 8-15 %, რომელიც ცვლის მესამე თაობას. CFRP ს.ხ. სტრუქტურის გაზრდის მიუხედავად არის ალუმინის შენადნობის პოტენციური შეჯიბრი, როგორც აღვნიშნეთ მზარდი ტრენდია ჰიბრიდული სტრუქტურების დიზაინი და შენება.

ფიგურა 2.10 A380-ის ნახშირბადის ბოჭკოები და Al-Li იატაკის კოჭები

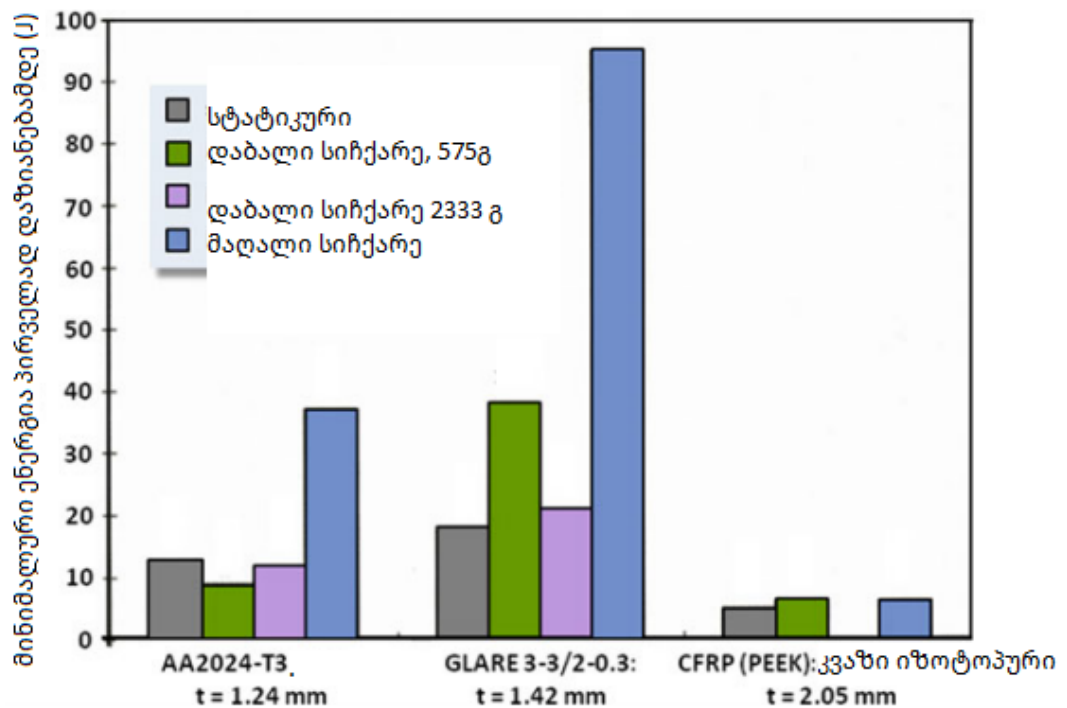


განსხვავების არჩევის მიზეზებია Airbus 380

- 1) რომ მაქსიმალურად გამოყენებული ყოფილიყო ზედა სართულისათვის იატაკი, უნდა გადაფაროს მთელი ფიუჟელაჟი, შიდა საყრდენების გარეშე, ძირითადად გამოიყენება პირველი სართულის იატაკისათვის, ეს დიდ მოთხოვნებს უყენებს სიხისტეს.

2) მეორეს მხრივ მთავარ იატაკს შეიძლება ქონდეს გამყარება, ეს საშუალებას იძლევა, მთავარ ალუმინის და ლითიუმის შენადნობის წარმატებულ დასრულებას. საინჟინრო მონაცემებით კომპონენტის წონის და წარმოებლის ფასის გათვალისწინებით.

შეჯახების დაზიანებები და შემოწმებები. სურათი აღწერს, CFRP უფრო მაღალი დადლილობის სიმტკიცე აქვს ვიდრე ალუმინის შენადნობებს. თუმცა ის არის უფრო მგრძობიარე შეჯახებაზე, რისი შანსიც ექსპლუატაციის დროს საკმაოდ მაღალია. CFRP აქვს მინიმალური ზეგავლება კომპოზიციურ გამძლეობაზე 2.11 ადარებს თერმოპლასტმასის CFRP სტანდარტულ დაზიანებას, გლერით. (Glare - Glass laminate aluminum reinforced epoxy (გლუვი ალუმინის ლამინატი გაძლიერებული ეპოქსიდით) გლარი არის FML-ის ოჯახის წევრი, ის შედგება ალუმინის შენადნობის ფუცლების ალტერნატიული ფენებისგან და მინაბოჭკოების ცალხმრივი პრეფერენციისგან.) აღსანიშნავია გლერის დარტყმა გამძლეობა. ამას მივყავართ რომ გამოვიყენოთ წინა ნაწილების დასაცავად Airbus 380-ის წინა ნაწილების ბოჭკოებისათვის. დარტყმის დაზიანების ტიპები: არის მრავალფეროვანი; სეტყვა, ფრინველთა შეჯახება, ჭექა-ქუხილი, ასაფრენი ბილიკის ნაგავი, აეროპორტის მომსახურე მანქანა, ინჟინრების ხელსაწყო და ვარდნა შემოწმების დროს, ხანძარი და სხვა უცხო სხეულები. ეს ყველაფერი ნაჩვენებია ცხრილში 2.5. დაზიანების რამდენიმე ტიპი: აშკარაა ერთ-ერთი მთავარი კატეგორია შემოწმების დროს აღმოჩენელი დაზიანება და ამას ეწოდება „რთულად შესამჩნევი დაზიანება,“ ეს დაზიანება რთული აღმოსაჩენია ყოველდღიური ოპერატიული შემოწმებისას, ამან შეიძლება მიგვიყვანოს თვალით შეუმჩნეველი დაზიანების გაზრდამდე, ამას მოყვება დაპროექტებისას დასაშვები დაუზიანებელი დიზაინის ჩავარდნა.



ფიგურა 2.11 კვაზი-იზოტოპური თერმოპლასმასის დარტყმითი მონაცემები. ნახშირბადის ბოჭკო, ალუმინის შენადნობები AA-2024-T3, გლერის ლამინატი,

დომინანტი დაზიანების ტიპი არის- ბოჭკოს ფენების დიდი ზომის განშრევა მოთხოვნა, ინსპექცია აუცილებლად უნდა გაკეთდეს როცა რაიმე ეჯახება. მიზეზი BVID არის ასეთი საზიანო არის შეჯახების შეზღუდული ეფექტები კომპოზიტური ზედაპირით. ფიგურა 2.12.

დარტყმითი დაზიანების გარდა ასევე არის საწარმოო დაზიანებები, ნაკაწრები, მიერთებები, ბოჭკოების და მატრიცის დაზიანება გახვრეტილ ადგილებში, რთულად შესამჩნევი დაზიანებები.

NDI შემოწმებები, BVID და ხარისხის კონტროლისათვის შესაძლებელია შემდეგნაირად დაჯგუფდეს.

- 1) რთულად შესამჩნევი დარტყმითი დაზიანება შეიძლება 2 ნაწილად დაჯგუფდეს, სახელდობრ: საყოველთაო და დეტალური შემოწმებები. მთავარი ვიზუალური შემოწმება, მოიცავს სერვისის დროს შემოწმებას და ტესტირებას. გენერალური ვიზუალური შემოწმება, შეიძლება თვალითაც

დავაფიქსიროთ 0,25-0,5 მმ. რთულად შესამჩნევი დარტყმითი დაზიანებები შეიძლება შემჩნეული იქნას ჩვეულებრივ გეგმიურ შემოწმებებზე.

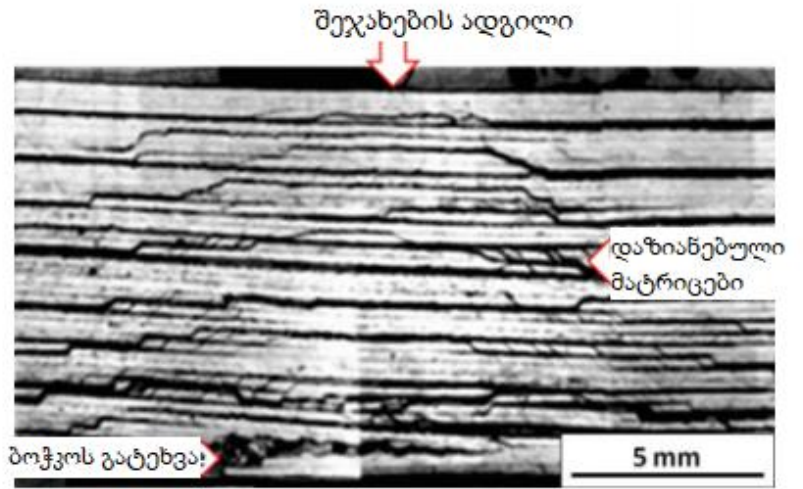
CFRP პლასტმასის წარმოების დროს გაჩენილი დეფექტები თუ აქვს

ცხრილი 2.5. შეჯახების, ზიანის სპეციფიკური კლასიფიკაცია

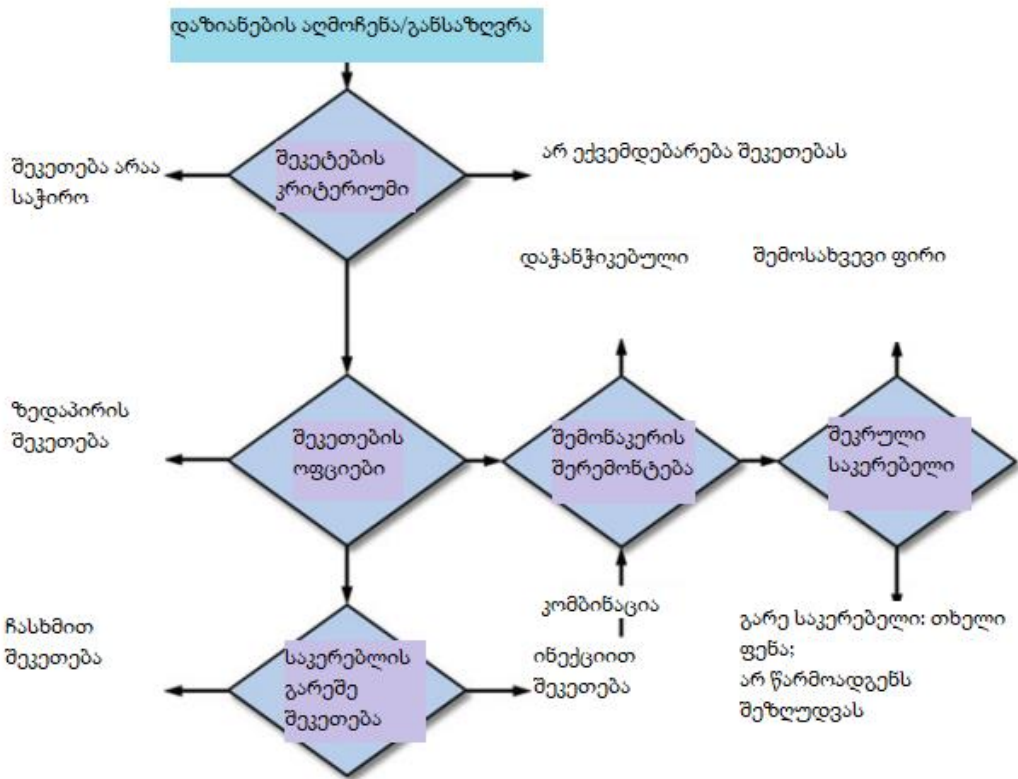
შეჯახების ტიპი	აშკარა, ხილვადი	შეჯახების ადგილი
სეტყვა	დიახ	დიახ
ფრინველთა შეჯახება	დიახ	დიახ
ა.დ.ზ-ს წაგავი	ზოგჯერ	ყოველთვის
საბურავის დაზიანება	დიახ	ზოგჯერ
დაკარგული პანელები	დიახ	ზოგჯერ
მიწასთან შეხება	ზოგჯერ	დიახ
იარაღის დავარდნა	ზოგჯერ	დიახ
ძრავის ნიჩაბი	დიახ	დიახ
ელვის მოხვედრა	დიახ	დიახ

ვიზიალური დაკვირვება საკმარისი არაა, ურღვევი კონტროლის ყველაზე ხშირად გამოყენებადი მეთოდი არის ულტრაბგერითი სკანირების დაკვირვება და ხანდახან პულსირებადი ექო სკანირება. რენდგენის სხივებით სკანირება ძირითადად გამოიყენება შეწებების გასაკონტროლებლად ლამინირებულ პანელებზე. ურღვევი კონტროლის წარმოების გამოშვება დამოკიდებულია პირველად და მეორე ხარისხოვან სტრუქტურებზე, ამის დაზიანება თვითმფრინავის ფრენას ხელს შეუშლის, მაგრამ უსაფრთხოებაზე გავლენას ნაკლებად მოახდენს.

ფიგურა 2.12 ძნელად შესამჩნევი შეჯახებისას წამოქმნილი დაზიანება ნახშირბადის ბოჭკოს განივკვეთზე



როგორც აღინიშნა 2.4. ცხრილში რთული თემაა სპეციალისტების საკითხი,



ფიგურა 2.13

არის საწარმოო დეფექტების მრავალფეროვნება. სხვა მნიშვნელოვანი ნიშანია, ის რომ ეს ტექნიკები სულ ვითარდება.

ნახშირბადოვანი პლასტმასის შერემონტება, ეს თემა დაკავშირებულია რემონტთან. რემონტი დამოკიდებულია ფაქტორებზე: 1. დაზიანების ტიპები. 2. კომპონენტები, კონსტრუქციული დამატება და მოთხოვნები 3. სივრცე ან შერემონტების დონის საშუალებები. 4. დიდი პასუხისმგებლობა ექსპლუატაციისას და ფრენის უსაფრთხოებასთან. 2.13 ფიგურა გვიჩვენებს მცირე (ზედაპირული დაზიანების) დაზიანებების საშუალებების. უფრო სერიოზული დაზიანების შერემონტება ახდენს გავლენას დატვირთვის ამტანობაზე. შერემონტების ტიპების დეტალური განხილვა და დამატებითი ინფორმაცია წარმოდგენილია ა.შ.შ. თავდაცვის დეპარტამენტის კომპოზიტების სახელმძღვანელოში (VOLUME 3, MIL_HDBK_17-3F)

2.5.1 სიმძლავრის და უსაფრთხოების განსაზღვრებები

უსაფრთხოების და დაზიანების დაშვება ნახშირბადოვან პლასტმასის კომპონენტებში და სტრუქტურებში.

ეს სექცია მოიცავს დაზიანების დაშვებებს და გადაღლის მოთხოვნებს ნახშირბადოვან პლასტმასის შემადგენელ სტრუქტურებში.

თვითმფრინავის უსაფრთხოებისათვის ორი მნიშვნელოვანი ბაზაა აღსანიშნავი, ესაა დატვირთვის ლიმიტი და მაქსიმალური დატვირთვა.

ლიმიტირებული დატვირთვა და მაქსიმალური დატვირთვა ეხება ფრენას და სახმელეთო დატვირთვას თვითმფრინავის კონსტრუქციაზე. უსაფრთხოების ფაქტორი არ ფარავს: 1. ანალიზისა და შეცდომის მოდულირება. 2. დაპროექტების ცუდი პრაქტიკა 3. მასალის თვისებების მრავალფეროვნება 4. პროცესის დარღვევა (მაგ. სხვა და სხვა მასალების გამოყენება, როგორც განპირობებულია, არასწორად გახვრეტილი ადგილები და სხვა.) 5. დაზიანება და შერემონტება 6. გარემოს გავლენა კომპოზიტის მონაცემებზე

2.5.2 დაშვებების შემამცირებელი ფაქტორი

2.8 ფიგურიდან უკვე აღინიშნა, რომ შემამცირებელი ფაქტორები თეორიულად შესაძლებელ ნახშირბადოვანი პლასტმასის დაშვებადობას ამცირებენ. ფიგურა 2.14-ში ნაჩვენებია, წარმოების დროს აღმოჩენილი ანომალიები, სივრცით გამოწვეული დაზიანებ; გარემოს ზეგავლენითი ეფექტები უნდა მივიჩნიოთ ნახშირბადოვან პლასტმასის სტრუქტურებში. დაჭიმულობის შემცირების დაშვება შეიძლება იყოს 2/3 .

2.5.3 დაშვების განმსაზღვრელი ტესტები

ანალიზის მთავარი ტესტია ე.წ. კონსესუსი “სამშენებლო ბლოკი“ და ეს გამოიყენება. ეს მოიცავს პირამიდის 4 დონეს: ეგზემპლარი, კომპონენტი, სტრუქტურული ერთეული და სრულმამატბიანი ერთეული. თითოეული პირამიდის დონე არის შემდეგის საფუძველი, სირთულე და ფასი იზრდება ყოველ შემდეგ დონესთან ერთად.

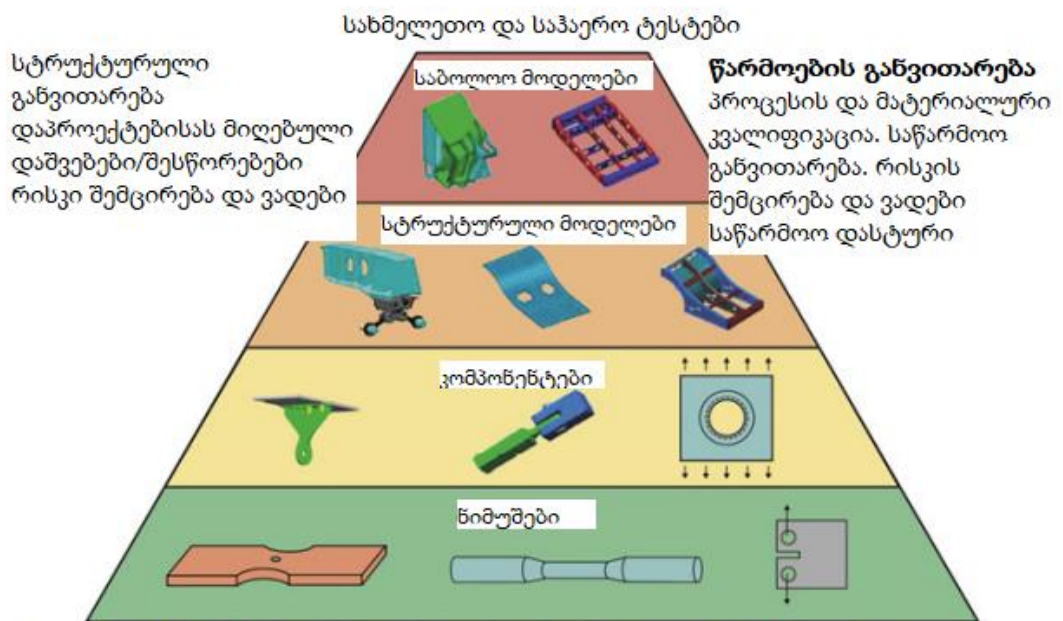
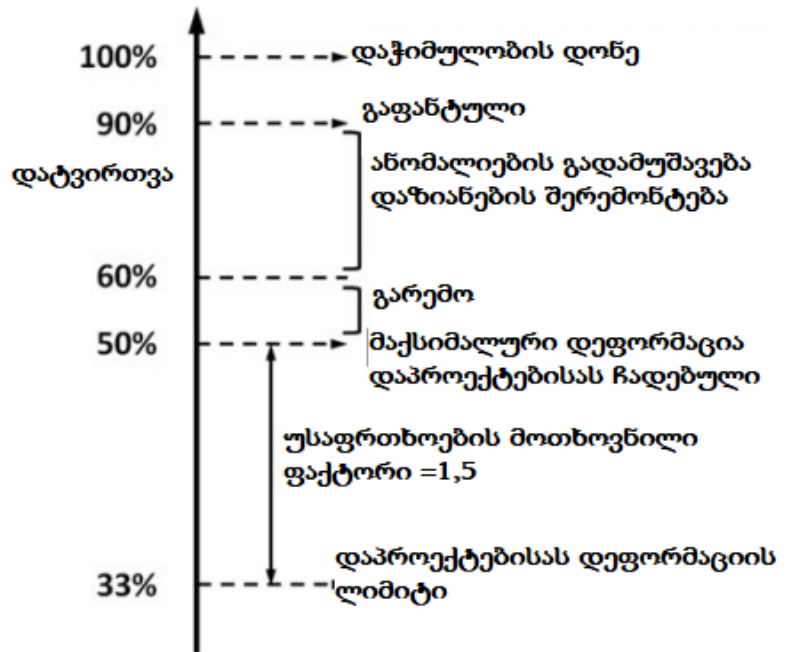
ნახშირბადის ბოჭკოს შემცველი კომპოზიტური მასალის ექსპერიმენტული გამოცდა

ჩავატარეთ ექსპერიმენტული კვლევა ნახშირბადის ბოჭკოს შემცველ კომპოზიტურ მასალაზე, რომელიც გამოიყენება Boeing -787 ტიპის საჰაერო ხომალდის კონსტრუქციაში, გამოცდა განხორციელდა „ლევან სამხარაულის სახელობის ეროვნული ექსპერტიზის ბიუროს“ ტექნიკურ ბაზაზე, რისთვისაც დიდ მადლობას ვუხდით მათ.

გამოცდა ჩატარდა ლუნვაზე და კუმშვაზე. 350მმX80მმX2მმ ზომების ორ ნიმუშზე ჩავატარეთ გამოცდა ლუნვაზე. მოხდა ექსპერიმენტის ამსახველი მონაცემების ავტომატური ჩაწერა, აიგო შესაბამისი გრაფიკები. დეტალური ინფორმაციის ამსახველი მასალა მოცემულია დანართში. ნიმუშების რღვევის ძალებია 8,52 კნ და 8,72 კნ, მათი გრაფიკები თითქმის ერთნაირია რაც გვამლევს საშალებას ვთქვათ, რომ ამ ნახშირბადის ბოჭკოს ლუნვისას რღვევა ხდება საშალოდ 8,6 კნ ძალაზე. რაც შეეხება კუმშვაზე ჩატარებულ გამოცდას, 100მმX130მმX4მმ ზომების ნიმუშმა გასაოცარი შედეგი აჩვენა. ექსპერიმენტი

გრძელდებოდა 162,8 კნ ძალამდე რის შემდეგაც მოხდა გამომცდელი დანადგარის გამორთვა, რადგან იყო საფრთხე დაზიანებულიყო, ხოლო დეტალი ისევ პირვანდელი სახით იყო. გრაფიკის ხილვა შესაძლებელია დანართში.

ფიგურა 2.14 დასაშვები დამაბულობები შემცირდება ნახშირბადოვან ბოჭკოს



ფიგურა 2.15 „სამშენებლო ბლოკი“ ტესტი მატერიალური მიახლოებისათვის, კომპონენტები და სტრუქტურები

ბოლო ფაზას მივყევართ თვითმფრინავის სერთიფიკატამდე, ამისათვის სახმელეთო და საჰაერო ტესტირება ტარდება.

ფიუზელაჟის მეტალის მასალას აქვს უკეთესი მატერიალური და მექანიკური მონაცემები შედარების მცირე საწარმოო ნაკლი, ნაკლები მგრძობელობა დარტყმით ზიანზე და მექანიკური მონაცემები გარემოს ეფექტზე.

ფართო მასშტაბიან ტესტზეც ბევრი განსხვავებებია. ნახშირბადის პლასტმასის შემადგენელ სტრუქტურაში არის აქცენტი სტატიკულ გამძლეობის ტესტებზე და ცალკე გადაღლის დარტყმის ტესტებზე, რომ არ იზრდება ეს დაზიანება. მეორეს მხრივ, მეტალის კონსტრუქციები არის დაკავშირებული სრულ მასშტაბიან გადაღლის ტესტირებაზე, რომ გვიჩვენოს ბზარის გაჩენის დახასიათება და გადაღლის ტესტი, ნარჩენი გადაღლილობები ამ ტესტის შემდგომ.

2.5.4 დაზიანების დასაშვები კონტროლი

FAA AC-20-107B პირველი ნაბიჯი ასახულია 2.6 ცხრილში, საშუალებას გვაძლევს დაზიანების სხვადასხვა ტიპის კლასიფიკაცია 5 კატეგორიად დავყოთ. ცრილი 2.16 კატეგორია პირველი, დასაშვები დაზიანება, რომელიც შეუძლებელია ჩვეულებრივი შემოწმებების დროს და ასევე დასაშვები საწარმოო დეფექტი. სტრუქტურული შემადგენლობა მოიცავს სანდო მომსახურებას.

კატეგორია 2- დაზიანების აღმოჩენა, შესაძლებელია სავსე პირობებში შემოწმების დროს. სტრუქტურული შემადგენლობა მოიცავს სანდო შემოწმების ჩვენებას და უნარს. მისი კატეგორია მოიცავს ვიზუალურ დარტყმის დაზიანებას, ღრმა ნაკაწრი, ადგილობრივი მაღალი ან დაბალი ტემპერატურა ან გარემოს დეგრადაცია.

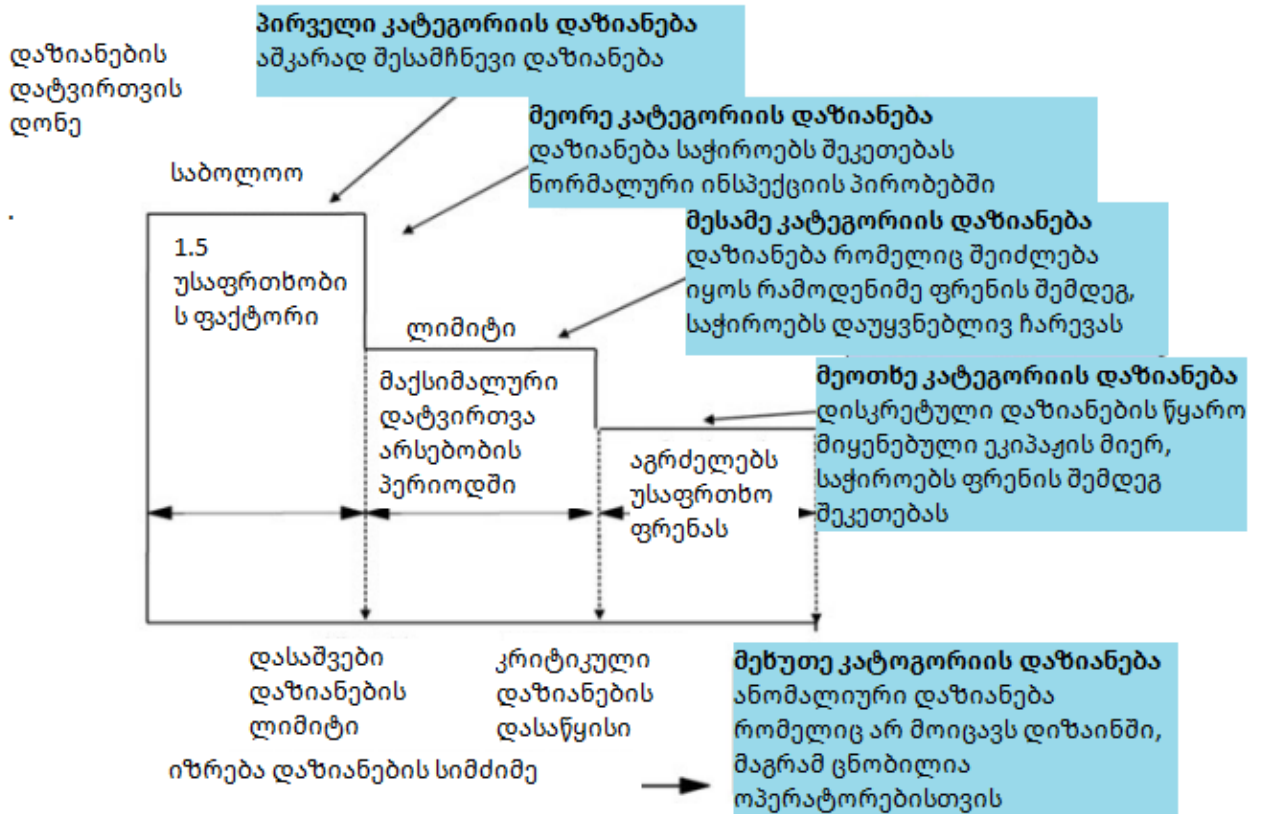
კატეგორია 3 - დაზიანება, რომელიც ძირითადად მომსახურე პერსონალის მიერაა აღმოჩენილი.

ცხრილი 2.6 დასაშვები დაზიანების მართვის პრინციპების გეგმა.

1	სტრუქტურული იდენტიფიკაცია, რომლის დაზიანება შეამცირებს კონსტრუქციულ მთლიანობას. დაზიანების საფრთხის შეფასება, რათა დავადგინოთ შესაძლო ადგილმდებარეობა, დაზიანების ტიპები და ზომები.
2	რომელიც შეიძლება მოხდეს ექსპლუატაციისას და ტექნიკური მომსახურებისას. ტესტირება, რათა განვსაზღვროთ დაზიანების ზრდის მდგომარეობა.
3	დავაფიქსიროთ თავიდანვე დაზიანება იმ საშუალებებით, რომლებიც გამოიყენება წარმოების და მომსახურების პროცესში.
4	გამოვავლინოთ ზედმეტი დატვირთვა, საველე პირობებში სხვადასხვა მეთოდის საშუალებით.
5	ექსპლუატაციის დროს ინსპექტირების პროგრამის შექმნა, რათა ჩაიდოს ტექნიკური მომსახურების გეგმაში.
6	ფრენის უსაფრთხოებისთვის ტექნიკურმა პერსონალმა უნდა დააკმაყოფილოს ნორმით მოცემული მოთხოვნები.

კატეგორია 4 - დაზიანების გარე წყარო გამოწვეულია ფრენისას მანევრებით. სტრუქტურული მტკიცებულება, ნარჩენების ჩვენებაა. ეს კატეგორია მოიცავს ძლიერ სეტყვას, ფრინველების შეჯახებას და ა.შ.

კატეგორია 5 - ძლიერი ზიანი არის სახმელეთო და ფრენის მოვლენა, ეს კატეგორია მოიცავს ყველა ადამიანს ვისაც ეხება (დამპროექტებული ინჟინრები, ტექნიკოსები და სხვა.) ეს საჭიროებს დაუყოვნებლის რეპორტს. მოიცავს ძლიერ შეჯახებას სახმელეთო მომსახურე მანქანებით, გამოწვეულს ანომალიური ფრენის დატვირთვის პირობებს და ა.შ.



ფიგურა 2.16 სქემატური დიაგრამა სხვა და სხვა კატეგორიის სიმძიმის დაზიანებებისას

2.5.5 შერემონტების თემა: ვადები

შესაკეთებლის ანალიზის და დიზაინის ვადები დიდ ყურადღებას მოითხოვს. ტესტის შესაფერისი დიზაინი, დაზიანების მოცილება და მომზადება რემონტისთვის, მასალის შესაბამისი არჩევანი და დამზადების პროცესი, დაკვირვება (ხარისხის კონტროლი). დაზიანების ზოგიერთი ტიპები ხარისხის კონტროლის სპეციალურ ინსტრუქციებს მოითხოვენ. შერემონტების ხანგძლივობა და მომსახურების დაკვირვება უნდა დავადასტუროთ, რომ რთული თემაა.

2.13 ფიგურა პირდაპირ ამაზეა, ჩვეულებრივი შესარემონტებელი პროცესები რთულია.

დაბოლოების შერემონტება

კომპოზიტები და წებოები უნდა იყოს ორიგინალურ სტრუქტურებთან შესატყვისი. ზედაპირის შესაკეთებელ მასალას და წებოვან მასალის შორის უნდა იყოს, მოხდეს ჩაკეტვა და შემდეგ ვულკანიზაციის თერმული ციკლი. თითოეული ეს მოქმედებები შეიძლება იყოს სხვადასხვა დამაკავშირებელ რემონტსა და დასაკავშირებელ კონპონენტს შორის.

ჭანჭიკის საშუალებით რემონტის გაკეთება: ესაა მარტივი. დაზიანებული სტრუქტურის მექანიკური რემონტი. ნახვრეტების გაკეთებას მასალებში სჭირდება დიდი ყურადღება, რომ თავიდან ავიცილოთ ნახვრეტების ზიანი და მასალის გაყოფა.

2.6. ძველის და ახლის განვითარება

ამ თავში მოცემულია საავიაციო მასალის ხანგძლივი განვითარებას ხშირად სჭირდება 10 წელი ან მეტი. პირველად 1960-იან წლებში ჩამოყალიბდა ნახშირბადის ბოჭკო და 1970-იან წლებში დაიწყო გამოყენება.

უფრო ბოლო განვითარება, რომელიც შეიძლება არ ჩაითვალოს „ახალ“ ტექნოლოგიად და ითვლება ჭკვიან ტექნოლოგიად, სამგანზომილებიანი ბოჭკოვანი არმირება და თვითრემონტებადი მატრიცები,

ჭკვიანი სტრუქტურის ტექნოლოგია იყენებს ლამინირებულ შროვან კონფიგურაციას, რომ შეესვვათ შიდა შროვანი ოპტიკური ბოჭკო და სენსორები სტრუქტურულ მდგომარეობის შესამოწმებლად.

3D განვითარება და თვითაღდგენადი ნახშირბადის ბოჭკოს ღეროები ცდილობენ გააუმჯობესონ დაზიანება, მედეგობა ნახშირბადის ბოჭკოს შემადგენელი სტრუქტურის.

2.6.1 ნახშირდაბის ბოჭკოს 3D კომპონენტები და სტრუქტურები

ლამინირებულ ორგანოზომილებიანი ნახშირდაბის ბოჭკოს კომპოზიტებს აქვთ დაბალი მედეგობითი დარტყმა. იხ ცხრილი 2,4 და 2,5 და ასევე დაბალი სისქეზე გამტარობა -მედეგობა . ამას მიხვდნენ 30 წლის წინ, რომ ეს მონაცემები შეიძლება გაუმჯობესდეს 3D შემადგენელ ნაწილებში. სწორედ ამიტომ 1989 წელს NASA -მ წამოიწყო მოწინავე კომპოზიციური ტექნოლოგიის პროგრამა. ამას მოყვა 1990 წელს ACT კონფერენცია. ნახშირდაბის ბოჭკოს განვითარებას დიდი ისტორია აქვს.

3D ბოჭკოების განვითარება მიმართულია სისქის გაძლიერებაზე, რომ უფრო მძლავრად გააკეთოს თავის საქმე. ეს შეიძლება მიღწეულ იქნას 3 განზომილებიანი ქსოვით ან ბოჭკოების გაწელვით, Z მიმართულებით. Z გაწელვა ქსოვაზე მარტივია, მაგრამ ის ყველა სარგებელს არ გვაძლევს 3D ბოჭკოვან კონფიგურაციას.

რა ტიპის გაძლიერებაც არ უნდა გამიყენებოდეს, მშრალი პირველადი ფორმა კეთდება ჯერ და შემდეგ ხდება კომპოზიციურ მასალაში ჩასხმა, ვიყენებთ რეზინის ერთ-ერთი ვულკანიზაციის ტექნიკას.

ACT გაუმჯობესებული კომპოზიციური მასალების ტექნიკა, თავდაპირველად კერძო თვითმფრინავის ფრთის სტრუქტურისკენ იყო მიმართული. კომპოზიციური მასალის რამდენიმე ტიპი შერჩეული, იპოვეს RFI რეზინის ზედაპირთან შერევამ (ინფუზია) გვაჩვენა ფასის და დაზიანება-მედეგობის შეზღუდვები.

ფრთის შეკერვის წარმოების პროცესი 3 ტექსტილის პროცესს იყენებს: ქსოვა, პანირება და გაწელვა.

- 1) ფრთის საფარი დამზადებულია მოქსოვილი გაჭიმული ქსოვილებით. ერთმანეთზე მაგრდებიან რომ მიიღონ ფრთის შემონაკერი.
- 2) სამაგრები დამზადებულია დაწნული მიღებით, რომლებიც დაიშლება და იკერება ბასრი ფორმის პროფილი. ეს პროცესი უფრო მარტივია ფრთის კონსტრუქციის გამოსაყვანად.

3) გასამაგრებელი ელემენტები დაამაგრეს ფრთის ზედაპირზე წინასწარ გამზადებულ ფორმაში, გამზადებულია რეზინის აკვის შერევის პროცესისთვის. ეს საწარმოო პროცესი ძალიან მაღალტექნოლოგიურ შესაკეთებელ დანადგარს მოითხოვს.



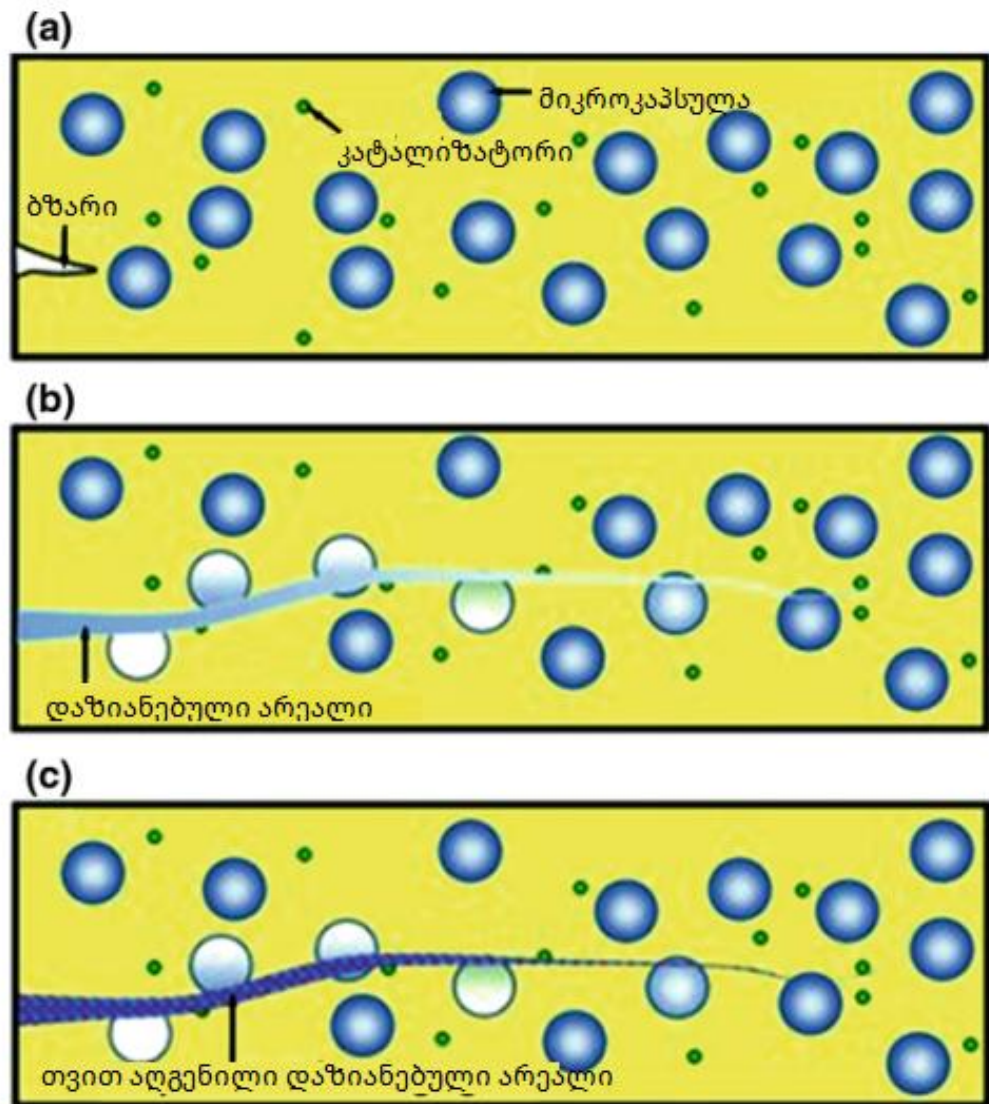
ფიგურა 2.17 კომპოზიტების გამოყენება საჰაერო ხომალდში

ბოლო დროს NASA-მ და Boeing-მა წამოიწყეს ფართო, რამოდენიმე ნაკვეთიანი ნახშირბადის ბოჭკოს წნევის ყუთების, რომლის კონფიგურაცია მიღებულია შერეული ფრთის დასამზადებლად. ეს ყუთი შედგება ქვეთანაწყობილი დარე კორპუსის ფორმის და ძირეული ნაწილებისგან და 4 შიდა ნერვიურის პანელისგან. ამის დიზაინი, წარმოება და შეფასებისთვის გამოიყენეს BB (სამშენებლო ბლოკი) მიდგომა.

ილუსტრაცია ქვეთანაწყობილის, პანელების და ყუთის ნაჩვენებია 2,17, თვითონ ყუთი იწყობა Boeing -ის C-17 საამწყობრო ადგილას ლონგ ბიჩზე, კალიფორნიაში. საბოლოოს NASA-ს ცენტრს გადაეცემა, რათა წნევის სტატიკური ტესტები გაატარონ.

2.6.2. თვითაღმდგენი ნახშირბადის ბოჭკოები

ბოლო 30 წლის მანძილზე პოლიმერის რეზინის განვითარება მიმდინარეობდა, ორი ბოლო და ფართო მიმოხილვა არის ინტერნეტში. თვითაღმდგენადი იდეა ნაჩვენებია ფიგურა 2.18-ში, მზარდი ბზარი ტეხავს მიკროკაფსულას, რომელიც შეიცავს ან თხევად რეზინს ან კატალიზატორს (შემავსებელი აგენტი). არსი მდგომარეობს ბზარის გაჩენას და ამოვსებას შორის.



ფიგურა 2.18 მიკროსკოპული მოდელი, თვით აღმდგენი რეზინის

ეპოქსის რეზინის 90% სუფთა რეზინა ივსება თავისით . ნახშირბადის ბოჭკოს შევსება 80% არ აღემატება; შეიძლება უფრო ნაკლებიც იყოს. მიკროკაფსულების უარყოფითი მხარეების დემონსტრირება მოხდა PMC_ში. მიკროკაფსულების რაოდენობის გაზრდა ამცირებს დაჭიმულების სიძლიერეს და მოდულს. ზრდის სიცარიელებს შიგთავსში.

კიდევ ბევრი კვლევაა ჩასატარებელი ნახშირბადოვანი ბოჭკოებისათვის, ეს მოიცავს უფრო მეტ თვითაღმდგენ რეზინს და კაფსულირებული რეზინის გადარჩენა და კატალიზირება კომპონენტების წარმოებისას.

2.8 თვითმფრინავის ფრთის კომპოზიტური შემონაკერზე დატვირთვების მოდელირება არაერთგვაროვან ჰაერის ნაკადში

თანამედროვე თვითმფრინავთმშენებლობა სულ უფრო ინტენსიურად იყენებს ახალ კომპოზიტურ მასალებს, რაც ითხოვს ექსპერიმენტულ და თეორიულ კვლევებს ამ მასალების ყოფაქცევის შესახებ სხვადასხვა სახის ექსტრემალურ პირობებში.

თანამედროვე ტენდენცია საპროექტო-გამოთვლითი ტექნოლოგიების განვითარებისა, იძლევა შესაძლებლობას დამოდელირდეს და გაითვალოს სხვადასხვა სირთულის კონსტრუქციები და მიღებულ ფარგლებში შეფასდეს მასალის ფიზიკო-მექანიკური თვისებები.

ჩვენს მიერ დასმულია ამოცანა, თვითმფრინავის კონსოლური ფრთის გამარტივებული მოდელისათვის, შევისწავლოთ არაერთგვაროვან ჰაერის ნაკადში კომპოზიტური შემონაფენის მქონე უბანზე მოსული დატვირთვები.

ამოცანის დასმა:

ამოცანის დასმა, მიზნად ისახავს შერჩეული სიჩქარეთა დიაპაზონისათვის შევისწავლოთ თვითმფრინავის ფრთის ფორმის დეფორმირებად გარსული ზედაპირზე ერთგვაროვანი და ტურბულენტური ჰაერის ნაკადით გამოწვეული

დატვირთვების შედეგად წარმოდგენილი გარსის დეფორმირების ხარისხი და ბუნება, სხვადასხვა სასაზღვრო ამოცანის დასმის პირობებში.

რიცხვითი მოდელირებისათვის შერჩეულ იქნა ბონგ 737 ფრთის გეომეტრია. განხილულია ფრთის გარსი შემონაკერის სისრქით $d=3\text{mm}$; შემონაფენის მასალისათვის შესაძარებლად შეირჩა ალუმინის შენადნობი 2014 T4 და ნახშირბადბოჭკოს მასალა HEXCEL_AS4C.

თერმოდრეკადობის სასაზღვრო ამოცანები აღნიშნულ კვლევაში არ განიხილება.

ჰაერის ნაკადის არაერთგვაროვნება და მოდელირებულია ლამინარული და ტურბულენტური ნაკადის ნარევის სახით. ტურბულენტური ნაკადის წილი შეადგენს 1%.

ამოცანის დასმის დროს განხილულია ჰაერის ნაკადი დინამიკური წნევათა სხვაობით ფარგლებში $\Delta P = [14 - 40]$ კპ; რაც შეესაბამება თვითმფრინავის სიჩქარეთა დიაპაზონს

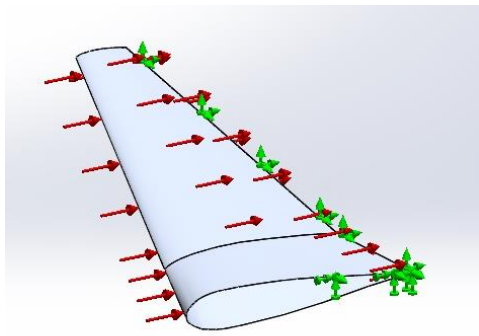
$$V_{\infty} = [540 - 950] \text{ კმ/სთ.}$$

მოდელირების სირთულიდან გამომდინარე, რაც დაკავშირებულია 3 D სასრულ ელემენტთა ერთ-ერთი ზომის (სიზრქის $d=3 \text{ mm} \ll W, L = 5000, 15300 \text{ mm}$) თვითმფრინავის ფრთის დანარჩენ ორ ზომაზე გაცილებით სიმცირესთან, კვლევის საწყის ეტაპზე შემოვიფარგლეთ ორი ტიპის სასაზღვრო ამოცანით. [4;5]

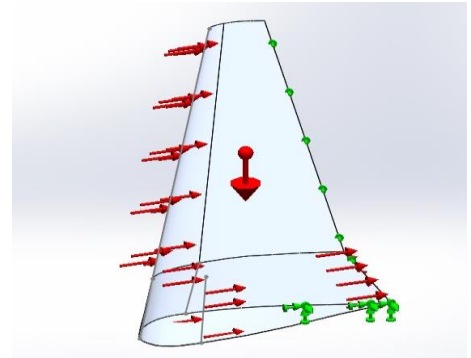
ფრთის გარსული გეომეტრიის ხისტი ჩამაგრების საზღვარს წარმოადგენს:

1. ფრთის გარსის მაქსიმალური კვეთის პერიმეტრი და უკანა ნაწილის წრფივი კონტური;
2. ფრთის გარსის მაქსიმალური კვეთის პერიმეტრი, ხოლო ფრთის უკანა ნაწილის წრფივ კონტურზე მოდელირებულია კონტურის გასწვრივ სრიალის სასაზღვრო პირობა;

(იხ. ფიგურები 2.19 და 2.20)



ფიგურა 2.19. სასაზღვრო პირობა N1
P=14-40 კპ., მასალა - ალუმინი 2024.



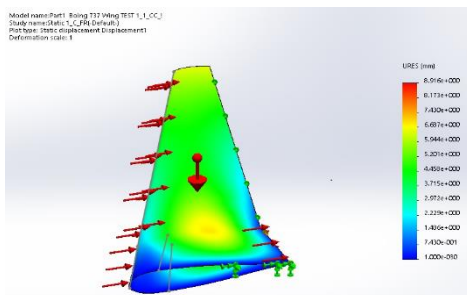
ფიგურა 2.20. სასაზღვრო პირობა N2
P=14-40 კპ., მასალა - ალუმინი 2024.

ამოცანების ასეთი დასმის პირობებში, სასრულ ელემენტთა მეთოდით გამოთვლილ იქნა, ფრთის თავისუფალ გარსულ ზედაპირზე ჰაერის ნაკადით განვითარებული ძაბვები და გადაადგილებები.

1-ლი ტიპის სასაზღვრო ამოცანების გამოთვლის შედეგები გადაადგილებებში მოტანილია სურათებზე 2.21-2.22.

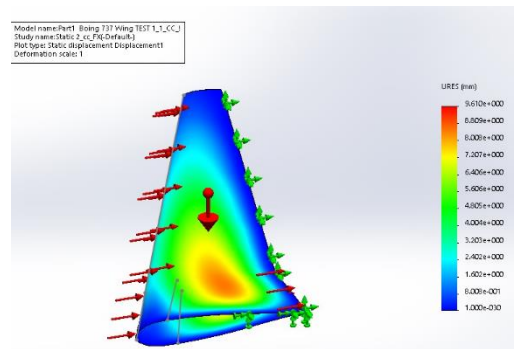
ფიგურა 2.21. გადაადგილებები

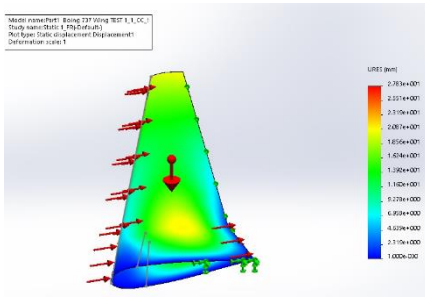
P=40 კპ., მასალა - ალუმინი 2024.



ფიგურა 2.22 გადაადგილებები

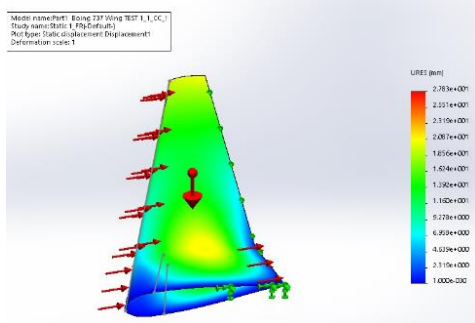
P=14 კპ., მასალა - ალუმინი 2024,





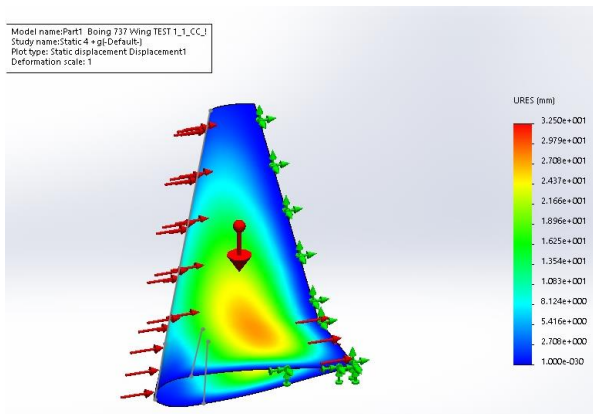
ფიგურა 2.23. გადაადგილებები

P=40 კპ.-ის დროს, მასალა
ნახშირბადბოქკო -
HEXCEL_AS4C,



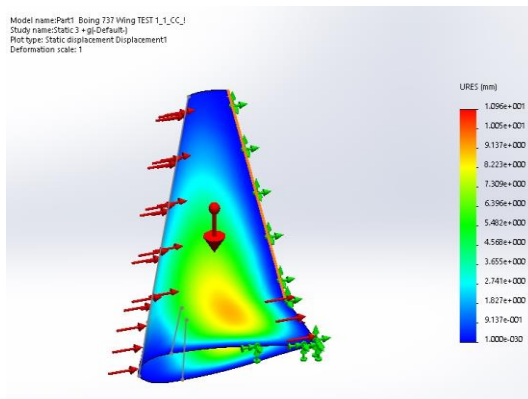
ფიგურა 2.24 გადაადგილებები

P=14 კპ.-ის დროს, მასალა
ნახშირბადბოქკო -
HEXCEL_AS4C,



ფიგურა 2.25. გადაადგილებები

P=14 კპ.-ის დროს, მასალა
ნახშირბადბოქკო - HEXCEL_AS4C,

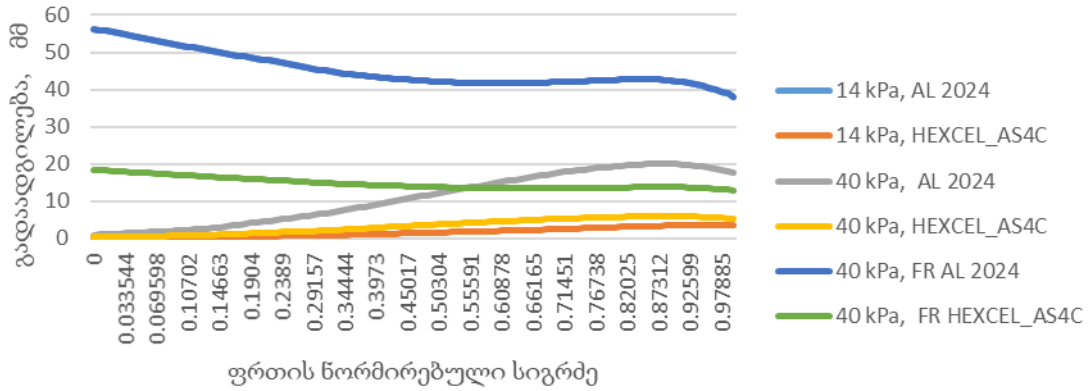


ფიგურა 2.26. გადაადგილებები

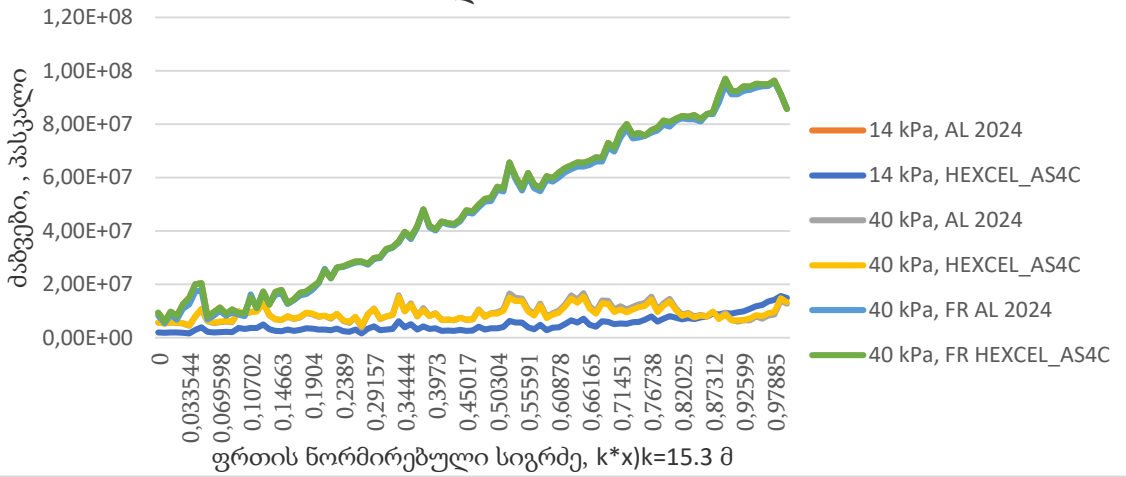
P=40 კპ.-ის დროს, მასალა
ნახშირბადბოქკო -
HEXCEL_AS4C,

აღსანიშნავია, რომ ტუერბულენტურ ნაკადში ჩვენ გვექნება ძაბვების პულსაცია, რაც კარგად ჩანს ძაბვების სათანადო მრუდებზე, ამასთან მეორე სახის სასზღვრო პირობის დროს, ადგილი აქვს ძაბვების ზრდის პროცესს, პულსაციასთან ერთად.

გადაადგილებები სხვადასხვა სასაზღვრო პირობის დროს (მმ)

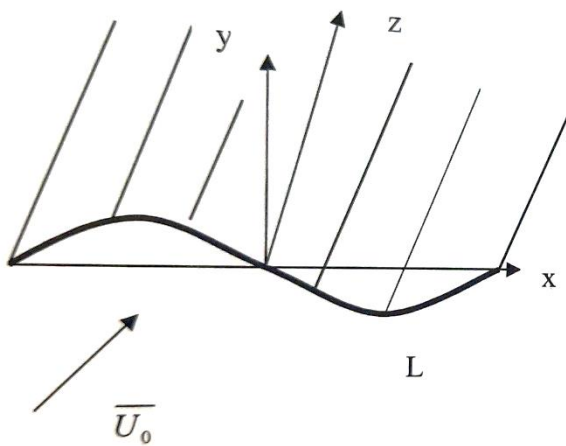


ძაბვები სხვადასხვა სასაზღვრო ამოცანის დროს, პა.

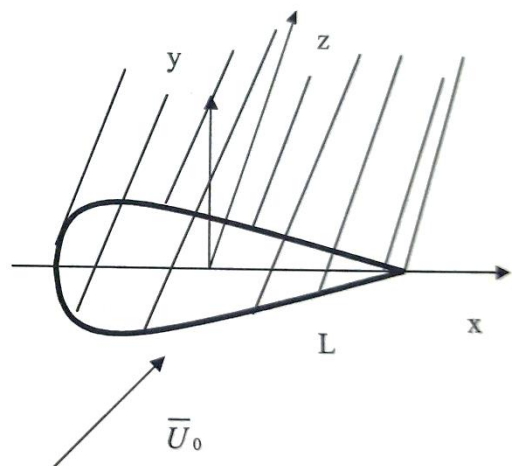


2.9 თვითფმრინავის ფრთის ამოცანა რიცხვითი ამოხსნისათვის დისკრეტულ განსაკუთრებულობათა მეთოდით

განვიხილოთ იზოლირებული პროფილის სიბრტყის პარალელური გარსდენა [86]. თვითონ პროფილი ჩავთვალოთ უძრავი. პროფილის ქვეშ ვიგულისხმობთ ცილინდრული ზედაპირი, რომელიც მიიღება O_z ღერძის პარალელური ბრუნვით მიმართული O_{xy} სიბრტყის პარალელურად (ფიგურა 2.27) რადგანაც შეშფოთებული გამრბენი ნაკადის პარამეტრები არ არის დამოკიდებული Z პარამეტრზე, ამიტომ პროფილს შემდეგში ყოველთვის გამივსახავთ O_{xy} სიბრტყეზე მხოლოდ L წირით [86] თუ L წირი გახსნილი მარტივი კონტურია (ფიგურა 2.27) მაშინ პროფილს უწოდებენ თხელს.



ფიგურა 2.27



ფიგურა 2.28

თუ L წირი მარტივი, შეკრული, უბან-უბან გლუვი კონტურია (ფიგურა.2.28) მაშინ უწოდებენ სივრცითს.

როგორც ცნობილია, ცირკულაციური გარსდენის დროს, $y(x)$ ინტენსიობის განაწილების მიმართ L -ზე, თხელი პროფილისათვის, მიიღება შემდეგი სახის პირველი გვარის სინგულარული ინტეგრალური განტოლება.

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \frac{y(t)}{t_0} dt + \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} k(t_0, t) y(t) dt = f(t_0), t_0 \in [-1, +1] \quad (27)$$

სადაც $k(t_0, t), f(t)$ L -ზე მოცემულია ცნობილი ფუნქციებია, ხოლო $L=ab$ გლუვი, გახსნილი კონტურია, რომელიც მოცემულია პარამეტრული სახით

$$x = x(t), y = y(t), t \in [-1, +1]$$

[86] -ში ამ ამოცანის რიცხვითი ამოსხნისათვის გამოიყენება კლასიკური დისკრეტულ განსაკუთრებულობათა მეთოდი. მაგრამ როგორც აღვნიშნეთ ამ მეთოდს არ გააჩნია სიზუსტის მაღალი რიგი, ამასთან ზუსტ და მიახლოებით ამოსნას შორის შეფასება მიიღება, მხოლოდ $[-1+\varepsilon]$ $[1+\varepsilon]$ შუალედში და ინტეგრირების წირის ბოლოებში ამ მეთოდით შეუძლებელია შეფასების მიღება, მეორის მხრივ, სწორედ ამ ბოლოებშია არსებითი ამონახსნებზე ინფორმაციის მიღება. ამიტომ ჩვენ ამ ამოცანას ვხსნით კუბლაშვილის მიერ აგებული ალგორითმით, [83] რომელსაც გააჩნია სიზუსტის უფრო მაღალი რიგი და შესაბამისი შეფასება სამართლიანია თანაბრად მთელ ჩაკეტილ წირზე, ბოლოების ჩათვლით.

L თხელი პროფილის მდორეს გარსდენის დროს (ცირკულაციური ამოცანა) უნდა ავიღოთ (28)ის ამოხსნა, რომელიც ნულის ტოლი ხდება L წირის x ბოლოზე. ასეთი ამოხსნა ერთადერთია და აქვს შემდეგი სახე [79].

$$y(t) = \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} \varphi(t), t \in [-1, +1]$$

სადაც $\varphi(t)$ ფუნქციას არ გააჩნია განსაკუთრებულობა L წირზე.

გადავწეროთ (28) განტოლება მისი ექვივალენტური ფორმით

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \frac{1-t}{1+t} \frac{\varphi(t) dt}{t-t_0} + \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \frac{1-t}{1+t} k(t_0) \varphi(t) dt = f(t_0), t_0 \in L \equiv t_0[-1, +1]$$

(28)

მახასიათებელი ნაწილის შებრუნებით მოცემული განტოლება შეიძლება

$$\begin{aligned} \varphi(t_0) + \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \frac{1-t}{1+t} \left[\frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \frac{1+t}{1-t} \frac{k(t_1, t)}{t_1 - t_0} \right] \varphi(t) dt \\ = \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \frac{1+t}{1-t} \frac{f(t)}{t - t_0} dt \end{aligned} \quad (29)$$

მივიყვანოთ სახეზე [79].

(29) განტოლება შევცვალოთ მიახლოებითი ალგორითმით, [83] მაშინ $\varphi(t_{vj})$ -ს მიმართ $\{t_{vj}\} \{v=1, 2, \dots, n; j=1, 2, \dots, m\}$ წერტილებში მივიღებთ წრფივ განტოლებათა სისტემას. უფრო დაწვრილებით ამ განტოლებას ექნება შემდეგი სახე:

$$\varphi(t_{vj}) + \sum_{i=1}^n \sum_{s=1}^m q_{is} A_n(t_{is}, t_{vj}) \varphi(t_{is}) = g(t_{vj}) \quad (30)$$

$$\begin{aligned} A_n(t_{is}, t_{vj}) = \left\{ \left[1 + \sum_{\sigma=1}^n \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{\sigma k}}{t_{\sigma k} - t_{vj}} + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{vk}}{t_{vk} - t_{vj}} \right. \right. \\ \left. \left. - p_{vj} \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m d_{vk}(t_{vj}) \right] k(t_{vj}, t_{is}) - \sum_{\sigma=1}^n \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{\sigma k}}{t_{\sigma k} - t_{vj}} k(t_{\sigma k}, t_{is}) \right. \\ \left. - \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{vk}}{t_{vk} - t_{vj}} k(t_{vk}, t_{is}) \right. \\ \left. + p_{vj} \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m d_{vk}(t_{vj}) k(t_{vk}, t_{is}) \right\}, \end{aligned} \quad (31)$$

$$g_n(t_{vj}) = \left\{ \begin{aligned} & 1 + \sum_{\sigma=1}^n \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{\sigma k}^{\cdot}}{t_{\sigma k} - t_{vj}} + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{vk}^{\cdot}}{t_{vk} - t_{vj}} \\ & - p_{vj}^{\cdot} \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m d_{vk}(t_{vj}) \end{aligned} \right\} f(t_{vj}) - \sum_{\sigma=1}^n \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{\sigma k}^{\cdot}}{t_{\sigma k} - t_{vj}} + f(t_{\sigma k}) \\ - \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m \frac{p_{vk}^{\cdot}}{t_{vk} - t_{vj}} f(t_{vk}) + p_{vj}^{\cdot} \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m d_{vk}(t_{vj}) f(t_{vk}) \quad (32)$$

$$(v=1.2\dots n; j=1.2\dots m)$$

$$p_{\sigma k}^{\cdot} = \begin{cases} p_{\sigma k}, k = 2, 3, \dots, m-1; \sigma = 1, 2, \dots, n \\ p_{\sigma 1} + p_{\sigma-1 m}; k = 1; \sigma = 1, 2, \dots, n \end{cases}$$

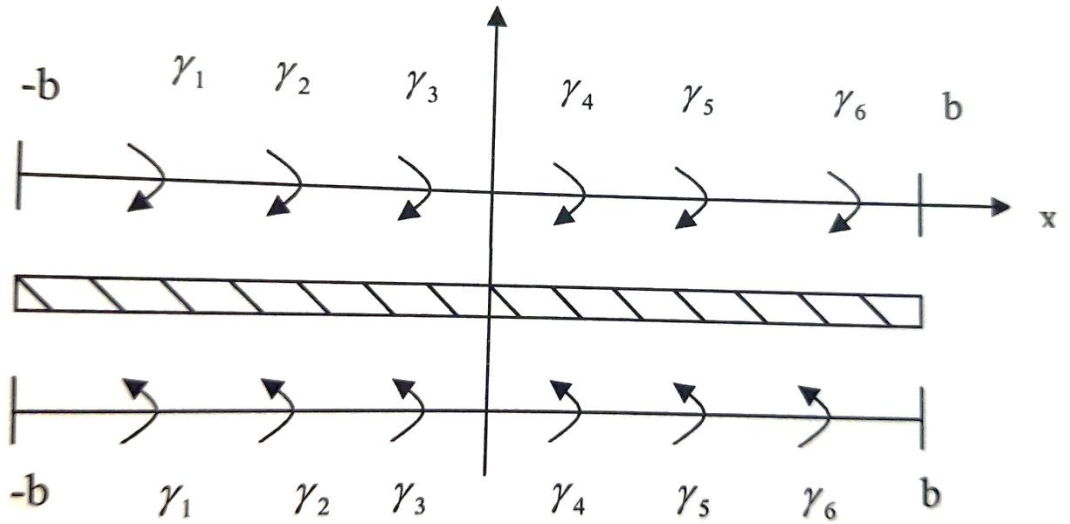
$$d_{vk} = \frac{\prod_{\substack{j=1 \\ j \neq k}}^m (t_{vj} - t_{vj})}{\prod_{\substack{j=1 \\ j \neq k}}^m (t_{vj} - t_{vj})} \quad (33)$$

$$p_{\sigma k} = \frac{1}{2\pi} \int_{\tau_{\sigma}}^{\tau_{\sigma+1}} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq k}}^m \frac{(t - t_{\sigma j})}{(t_{\sigma k} - t_{vj})} dt$$

$$p_{is} = \frac{1}{2\pi} \int_{\tau_i}^{\tau_{i+1}} \sqrt{\frac{1+t}{1-t}} \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^m \frac{(t - t_{ij})}{(t_{is} - t_{ij})} dt$$

როგორც აღვნიშნეთ როცა $f, k \in H_a^{(r)}(L)$ ($\frac{1}{2} < a \leq 1$) და (27) განტოლებას აქვს ერთადერთი ამონახსნი, მაშინ (30) სისტემა ცალსახად ამოხსნადია და ზუსტ და მიახლოებით ამონახსნებს შორის ადგილი აქვს შემდეგ შეფასებას $O(\ln n/n^{r+\alpha+\beta+1/2})$ ($\frac{1}{2} < a \leq 1$).

ჩვენ ჩავატარეთ რიცხვითი ექსპერიმენტი თხელი პროფილის ცირკულარული გარსდენის დროს, რომელიც განლაგებულია დედამიწასთან [86], ამასთან პროფილი განლაგებულია $y=0$ წრფეზე და აღიწერება $y=-H$ წიროთ (ფიგურა 2.29)



ფიგურა (2.29)

ამ დროს პროფილის $y(x)$ ინტენსივობის მიმართ მიიღება განტოლება

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \gamma(t) \left[\frac{1}{t - t_o} + \frac{t_o - t}{(t - t_o)^2 + 4H} \right] dt = \dot{V}(t_o).$$

სადაც $\dot{V}(t_o)$ მოძრავი ნაკადის სიჩქარეა. ალგორითმის რეალიზებისთვის შევადგინეთ პროგრამა mathematica 4.1 სიმბოლურ ენაზე.[83]

ქვემოთ (ცხრილები 2.9.1; 2.9.2; 2.9.3) მოყვანილია $\varphi(x)$ -ის გამოთვლის მნიშვნელობები შემდეგი მონაცემებით.

ცხრილი 2.9.1 $n=3$ $m=2$ $H=1$ $\dot{V} = 2$ (ზუსტი ამონახსნია $\varphi = 2$)

t_{vj}	-1	-0,3333	0,3333	1
$\varphi(t_{vj})$	2,02	2,00	2,00	1,99

ცხრილი 2.9.2 $n=3$ $m=4$ $H=1$ $\dot{V} = 2$

t_{vj}	-1	-0,78	-0,56	-0,33	-0,11	-0,11	0,33	0,56	0,78	1
$\varphi(t_{vj})$	2,02	2,02	2,01	2,01	2,01	2,00	1,99	1,99	1,99	1,99

ცხრილი 2.9.3 $n=5$ $m=2$ $H=1$ $\dot{V} = 2$

t_{vj}	-1	-0,6	-0,2	0,2	0,6	1
$\varphi(t_{vj})$	2,02	2,01	2,01	2,00	2,00	1,99

როგორც ამ ცხრილებიდან ჩანს, ჩვენს მიერ აგებული ალგორითმი $n=3, n=5$ -ისთვის კი აღწევს საკმაოდ მაღალ სიზუსტეს.

2.10 თხელი პროფილის ამოცანის რიცხვითი ამოხსნა მომატებული რიგის
სიზუსტით დისკრეტულ განსაკუთრებულობათა მეთოდით

როგორც აღვნიშნეთ წინა პარაგრაფში აღნიშნული ამოცანა მიიყვანება
შემდეგი სახის I გვარის სინგულარული ინტეგრალურ განტოლებაზე

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} \frac{\varphi(t) dt}{t-t_0} + \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} k(t_0, t) \varphi(t) dt = f(t_0), \quad (34)$$

სადაც $k(t_0, t), f(t_0)$ გლუვ გახსნილ $L=ab$ კონტურზე ცნობილი H კლასის
ფუნქციებია.

ვისარგებლოდ იმით, რომ $\frac{1}{2\pi i} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} \frac{dt}{t-t_0} = \frac{1}{2}$ და (2,4,1) ინტეგრალური
განტოლება გადავწეროთ შემდეგი სახით:

$$\begin{aligned} \varphi(t_0) + \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} \frac{\varphi(t) - \varphi(t_0)}{t-(t_0)} + \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} k(t_0, t) \varphi(t) dt \\ = f(t_0), \end{aligned} \quad (35)$$

ნებისმიერი ნატურალური n -სთვის $[-1;+1]$ შეაღები დავყოთ $2n$ ტოლ ნაწილად,
წერტილებით:

$$s_\sigma = -1 + \frac{2}{2n} (\sigma - 1) \quad (\sigma = 1.2 \dots 2n + 1)$$

და აღვნიშნოთ

$$\tau_\sigma = t(s_\sigma) \quad (\sigma = 1.2 \dots 2n + 1)$$

შევცვალოთ

$$\frac{1}{\pi} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} \frac{\varphi(t) - \varphi(t_0)}{t-(t_0)} dt$$

აგებული მაპროქსიმირებული გამოსახულებით, $D_n^{(\frac{1}{2}; -\frac{1}{2})} \left[\bar{S}^{(\frac{1}{2}; -\frac{1}{2})} \varphi \right]; t_o$, ხოლო

რეგულარული $\frac{1}{2\pi} \int_{-1}^{+1} \sqrt{\frac{1-t}{1+t}} k(t_o, t) \varphi(t) dt$ ნაწილი ჩვეულებრივი კვადრატული

ფორმიტ. მივიღებთ (2,4,1)-ის შესაბამის მიახლოებით განტოლებას:

$$\varphi(t_o) + D_n^{(\frac{1}{2}; -\frac{1}{2})} \left[\bar{S}^{(\frac{1}{2}; -\frac{1}{2})} \varphi \right]; t_o + (K_n \varphi)(t_o) = 2f(t_o) \quad (36)$$

(2.4.2) მიახლოებით განტოლებაში პირველ შემთხვევაში ვიგულისხმობთ, რომ

საინტერპოლაციო კვანძით წერტილებია კენტინდექსიანი $\{\tau_{2\sigma-1}\}$

$(\sigma = 1.2 \dots 2n + 1)$ წერტილები, ხოლო t_o პარამეტრის მნიშვნელობად ე.წ.

სათვლელ წერტილებად ავიღოთ შემდეგი პოლინომის ფესვები:

$$p_1 \prod_{j=2}^{n+1} (t_j - t) + \sum_{\sigma=1}^{n-1} (p_{2\sigma-1} + p_{1_{2\sigma-1}}) \frac{\prod_{j=2}^{n+1} (\tau_{2j} - t)}{\tau_{2j+1} - t} + p_{1_{2n-1}} \prod_{j=2}^n (\tau_{\sigma-2j-1} - t) - \left(\prod_{j=1}^{n+1} (\tau_{2j-1} - t) \right) = 0$$

როგორც ექსპერიმენტალურმა გამოთვლებმა აჩვენა აღნიშნული პოლინომების

ფესვები ემთხვევა

$$\tau_{2j} = t_{0j} = \frac{\tau_{2j-1} + \tau_{2j+1}}{2} \quad (j = 1, 2 \dots n - 1)$$

წერტილებს. ე.ი. $\{\tau_\sigma\}$ $(\sigma = 1.2 \dots 2n + 1)$ დაყოფის ლუწინდექსიან

წერტილებს, გარდა $t_{on} = \tau_{2n}$ წერტილთან. კერძოდ $|\tau_{2n+1} - t^*| = O\left(\frac{1}{2}\right)$.

აღნიშნულიდან გამომდინარე სათვლელ t_o წერტილებად შეგვიძლია ავიღოთ

წერტილთა $\{t_{01}, t_{02}, t_{03} \dots t_{0n-1}, t^*\}$ სისტემა.

შემდეგ, (36) მიახლოებით განტოლებაში ვიგულისხმობთ, რომ

საინტერპოლაციო კვანძით წერტილებად აღებულია $[\tau_{2j}, t^*]$ $(j = 1.2 \dots n - 1)$

$$\left[1 - \frac{p_1 \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_1 + \tau_{2j}} \sum_{\sigma=1}^{n-1} \frac{p_{1_{2\sigma-1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) + p_{1_{2\sigma+1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2\sigma+1} + \tau_{2j}} - \frac{p_{1_{2\sigma-1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2\sigma+1} - \tau_{2j}} \right] \varphi(\tau_{2j}) + \frac{p_1 \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_1 - \tau_{2j}} \varphi(\tau_j) +$$

$$\sum_{\sigma=1}^{n-1} \frac{p_{1_{2\sigma-1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) + p_{1_{2\sigma+1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2\sigma+1} - \tau_{2j}} \varphi(\tau_{2\sigma+1}) + \frac{p_{2n-1} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2n+1} - \tau_{2j}} \varphi(\tau_{2\sigma+1}) = f(\tau_{2\sigma}) \quad j = \overline{1, n}$$

$$\left[1 - \frac{p_2 \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_2 + \tau_{2j-1}} - \sum_{\sigma=1}^{n-1} \frac{p_{2\sigma} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) - p_{2\sigma+2} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2\sigma+2} - \tau_{2j-1}} - \frac{p_{2n-2} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2n} - \tau_{2j-1}} \right] \varphi(\tau_{2j-1}) + \frac{p_2 \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_2 + \tau_{2j-1}} \varphi(\tau_2)$$

$$+ \sum_{\sigma=1}^{n-1} \frac{p_{2\sigma} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) - p_{2\sigma+2} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2\sigma+2} - \tau_{2j-1}} \varphi(\tau_{2\sigma+2}) + \frac{p_{1_{2n-2}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right)}{\tau_{2n} - \tau_{2j-1}} \varphi(\tau_{2\sigma})$$

$$= f(\tau_{2j-1}), \quad j = \overline{1, n+1}$$

სადაც

$$p_{1_{2\sigma-1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) = \frac{1}{\pi i} \int_{\tau_{2\sigma-1} \tau_{2\sigma+1}} \sqrt{\frac{t-a}{t-b}} \frac{(\tau_{2\sigma+1} - t)}{(\tau_{2\sigma+1} \tau_{2\sigma-1})} dt,$$

$$p_{2\sigma+1} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) = \frac{1}{\pi i} \int_{\tau_{2\sigma-1} \tau_{2\sigma+1}} \sqrt{\frac{t-a}{t-b}} \frac{(t - \tau_{2\sigma-1})}{\tau_{2\sigma+1} - \tau_{2\sigma-1}} dt$$

$$p_{1_{2\sigma}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) = \frac{1}{\pi i} \int_{\tau_{2\sigma} \tau_{2\sigma+2}} \sqrt{\frac{t-a}{t-b}} \frac{(\tau_{2\sigma+2} - t)}{(\tau_{2\sigma+2} - \tau_{2\sigma})} dt$$

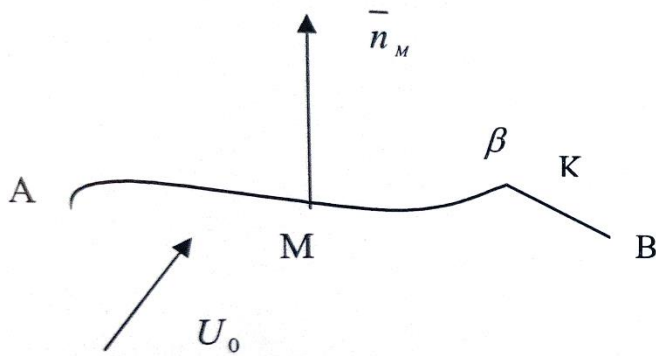
$$p_{1_{2\sigma+2}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\right) = \frac{1}{\pi i} \int_{\tau_{2\sigma} \tau_{2\sigma+1}} \sqrt{\frac{t-a}{t-b}} \frac{(t - \tau_{2\sigma+1})}{(\tau_{2\sigma+1} - \tau_{2\sigma})} dt$$

($\sigma = 1, 2, \dots, n-1$).

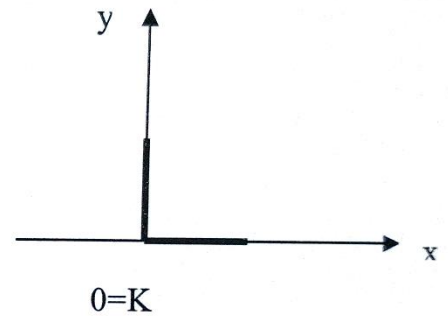
წერტილები ხოლო სათვლელ წერტილებას $\{\tau_{2j-1}\}$ ($j = 1, 2, \dots, n+1$). მაშინ (36) მიახლოებითი განტოლებიდან მიიღება ორი დამოუკიდებელი წრფივ განტოლებათა სისტემა $\{\varphi(\tau_1), \varphi(\tau_2) \dots \varphi(\tau_{2n+1})\}$ უცნობების მიმართ. მიღებული სისტემას ექნება შემდეგი სახე:

ამ სისტემის ამოხსნით მივიღებთ (35) განტოლების ამონახსნს $\{\tau_{2j-1}\} (j = 1, 2, \dots, 2n + 1)$ წერტილებში, შემდეგ ინტერპოლაციით შეგვიძლია აღვადგინოთ უწყვეტი ამონახსნი.

შენიშვნა 1. ვთქვათებლა თხელი L პროფილი არის უბან-უბან გლუვი (ფიგურა 2.30)



ფიგურა 2.30



ფიგურა 2.31

ფიგურა 2.90 გახსნილი მარტივი უბან-უბან გლუვი პროფილის სტაციონალური გარსდენა დამართი კუთხით (ფიგურა 2.31) და ვთქვათ K წერტილი არის ერთ-ერთი კუთხის წერტილი. დავუშვათ, რომ ლოკალურად ეს კუთხე არის წრფივი და ამ კუთხის უდიდესი მნიშვნელობებია β , $\pi < \beta < 2\pi$. ასეთ შემთხვევაში ცნობილია [86], რომ დისკრეტულ $\gamma(M)$ ინტენსიობას K წერტილში აქვს $\rho^{\frac{\pi}{\beta}-1}$ ტიპის განსაკუთრებულობა, სადაც ρ -მანძილია, M წერტილიდან K წერტილამდე. ამასთან (35) განტოლებაში t_0 არ ემთხვევა იმ მნიშვნელობებს, რომლებიც შეესაბამება L წირის კვანძებსა და ბოლოებს. $f(t_0)$ ფუნქციას აქვს პირველი გვარის წყვეტის წერტილი, ხოლო $K_1(t_0, t)$ გულს განტოლებაში ამ წერტილებში აქვს არაინტეგრებადი განსაკუთრებულობა. ასეთ შემთხვევაში ამ განტოლებების ამოსახსნელად უნდა გამოვიყენოთ ხხხ ჩვენს მიერ აგებულ სქემები. რომლებიც ითვალისწინებენ K_1, f ფუნქციის აღნიშნულ თვისებებს.

შენიშვნა 2. ვთქვათ L წარმოადგენს Oy და Ox ღერძებს $[0,1]$ მონაკვეთების გაერთიანებას. (ფიგურა 29) ე.ი. $x=0, y=-t, t \in [-1,0]$ და $x=t, y=0, t \in [0,1]$. ვთქვათ $\bar{U}_0 = \bar{i}$ მაშინ $f(t_0) = \bar{U}_0 n_{M_0}^- = 1, t_0 \in [-1,0]$ და $f(t_0) = 0, t_0 \in [0,1]$. განვიხილოთ $K(t_0, t)$ და $K_1(t_0, t)$ გულები კოორდინატთა სათავის მიდამოში, მაშინ $t_0 \in [1,0]$, ხოლო $t_0 \in [0,1]$ მივიღებთ. რომ

$$K_1(t_0, t) = \frac{-t_0(t_0 - t)}{t_0^2 + t^2},$$

$$K_1(t_0, t) = \left(\frac{-t_0}{t_0^2 + t^2} - \frac{1}{t_0 - t} \right) \frac{1}{2\pi}$$

ეხლა ჩანს, რომ $K(t_0, t)$ ფუნქცია შემოსაზღვრულია $O(0,0)$ წერტილის მიდამოში, მაგრამ არ არის უწყვეტი, ხოლო $K_1(t_0, t)$ არაინტეგრებადია ამ წერტილის მიდამოში. აქაც ბუნებრივია უნდა გამოვიყენოთ მათემატიკური მოდელით აგებული ანგორითმები. ბოლოს განვიხილოთ პროფილების „ჭიშკარი“ $[-b, b] * y_k$ მონაკვეთის სისტემისა, სადაც $Y_k = ky, k=0 \pm 1, \pm 2, \dots, L$ ფიქსირებული დამატებითი რიცხვია, ხოლო $[-b, b]$ არის Ox ღერძის მონაკვეთი.

ვთქვათ გამრბენი ნაკადი შემოუსაზღვრელია, რადგანაც ამ დროს ნებისმიერი პროფილის გარსდენის პირობა ერთიდაიგივეა, პროფილის ყველა ფენაზე ინტენსიობა დამოკიდებულია x კოორდინატზე და არ არის დამოკიდებული Y_k -ზე, $k=0 \pm 1, \pm 2, \dots$. ამიტომ გაუქონავობის პირობა საკმარისია შესრულდეს ერთ-ერთ პროფილზე, მაგალითად Ox ღერძე განლაგებულ პროფილზე, მაშინ 0 -ოვანი პროფილის გაუმტარებლობას ექნება სახე:

$$\frac{1}{2\pi} \sum_{k=-\infty}^{\infty} \int_{-b}^{+b} \sqrt{\frac{x_0 - x}{(x_0 - x)^2 + y_k^2}} y(x) dx = f(x_0) \quad x_0 \in (-b, b) \quad (37)$$

ვისარგებლოდ კომპლექსური პოტენციალის ცნებით, შეიძლება დავწეროთ

$$\sum_{k=-\infty}^{\infty} \frac{1}{2\pi} \frac{x_0 - x}{(x_0 - x)^2 + y_k^2} = \frac{1}{2l} \operatorname{cth} \frac{\pi}{l} (x_0 - x) \quad (38)$$

ამიტომ (2,4,3) განტოლება შეიძლება ჩავწეროთ შემდეგი სახით:

$$\frac{1}{2\pi} \int_{-b}^{+b} \frac{\gamma(x) dx}{x_0 - x} + \frac{1}{2l} \int_{-b}^b K(x_0, x) \gamma(x) dx = f(x_0) \quad (39)$$

სადაც

$$K(x_0, x) = \frac{(x_0 - x) \operatorname{cth} \frac{\pi}{l} (x_0 - x) - \frac{1}{\pi}}{(x_0 - x)}$$

არის ანალიზური ფუნქციაა. ამ განტოლებისათვის, ასევე შეგვიძლია ვეძებოთ ამონახსნი, რომელიც შეესაბამება ცირკულაციურ და არაცირკულაციურ გასდენას.

2.11 სასრულ ელემენტთა მეთოდის გამოყენებით კომპოზიტებისაგან შემდგარი კონსტრუქციის გაანგარიშება

ტექნიკის იმ დარგში, სადაც პირველად იქნა დასახული (წარმოებული) მრავალფენოვანი, კერძოდ სამფენოვანი გარსების ამოცანის გაანგარიშება და სადაც ეს კონსტრუქციები პირველად იქნა გამოყენებული იყო ავიაცია. მეტნაკლებად კარგი შედეგების შემდეგ იყო ტექნოლოგიური და საწარმოო პრობლემების პერიოდი, რომლის გამო ამ კონსტრუქციების მიმართ ინტერესმა განიცადა გარკვეული მერყეობა. ამჟამად ეს კონსტრუქციები ფართოდ და ეფექტურად გამოიყენება ავიაციაში, ათეულობით ტიპის სერიული და საცდელი თვითმფრინავების თუ სხვადასხვა დანიშნულების საფრენ აპარატებში. სადაც გაანგარიშება ხდება სასრულ ელემენტთა მეთოდით.

გაანგარიშების მეთოდები დისკრეტული ელემენტების გამოყენებით, რომლებსაც ზოგჯერ უწოდებენ სასრული ელემენტების მეთოდებს ან მატრიული გაანგარიშების მეთოდებს, მაღალსიჩქარიანი კომპიუტერების დანერგვასთან ერთად ფართო პოპულარობა მოიპოვა. ძირითადი იდეა მდებარეობს

კონსტრუქციის წარმოდგენაში დისკრეტული ელემენტების სიმრავლის სახით, რომელთა თვისებების მიმართ გარკვეულ გამარტივებულ ვარაუდებს ითვალისწინებს. ამ მეთოდის კერძო შემთხვევა, როდესაც კონსტრუქციის წინააღმდეგობა გაჭიმვაზე და ძვრაზე დაიყოფა და მოდელეებულია ღეროებითა და ძვრაზე მომუშავე პანელებით, ზოგჯერ მას უწოდებენ გაანგარიშებას შეყურსული პარამეტრის მეთოდით, რადგან უცნობი სიდიდეების დადგენა მოითხოვს ალგებრული განტოლებების სასრული სისტემის ამოხსნას. ბოლო ათწლეულში სწრაფად განვითარდა მეთოდები და მათი შესაბამისი საანგარიშო პროგრამები, უპირველეს ყოვლისა საავიაციო ტექნიკის გამოანგარიშების საჭიროებების დაკმაყოფილების მიზნით. თუმცა, ბოლო დრომდე, გაანგარიშებები სასრული ელემენტების მეთოდით ვიოთარდებოდა მხოლოდ იზოტროპული მასალებისგან დამზადებული კონსტრუქციებისათვის. კომპოზიციური მასალების მზარდი გამოყენება, რომლებსაც ახასიათებს თვისებების ანიზოტროპია, მოითხოვს კომპოზიტების თავისებურებების გათვალისწინებით სასრული ელემენტის მეთოდის შემდგომ განვითარებას.

განიხილება სასრული ელემენტების გაანგარიშების პრინციპები და ნაჩვენებია, თუ როგორ შეიძლება ამ პრინციპების გამოყენება კომპოზიტებისაგან დამზადებული კონსტრუქციების გაანგარიშებისას. ძირითადი დებულებები განიხილება ზოგადი დასმით. განსახილველი პრინციპები დაიყოფა ორ კატეგორიად: ელემენტების თეორიად და კონსტრუქციის მაიდეალიზებული ელემენტების კომბინაციის ანალიზის მეთოდებად. იდეალიზებული კონსტრუქციების ანალიზის მეთოდები დამოუკიდებელია მისი მასალის ანიზოტროპიისაგან, ხოლო ელემენტის თვისებები აუცილებლად უნდა შეესაბამებოდეს ამ ანიზოტროპიას..

უნდა აღინიშნოს, რომ აუცილებელია სასრული ელემენტის პრობლემების გადაჭრის არსებული მეთოდების გამოჯვნა ამ მეთოდების გამოყენების შესაძლებლობებიდან. სასრული ელემენტის მეთოდების გამოყენება მოითხოვს საკმაოდ რთული კომპიუტერული პროგრამების მომზადებას. რაც უფრო რთული იქნება განსახილველი პრობლემა, მით უფრო მეტი უცნობი უნდა განისაზღვროს

წრფივი ალგებრული განტოლებების შესაბამისი რაოდენობის ამოხსნით. კომპიუტერების ოპერატიული მეხსიერების შეზღუდვებისა და მასში გამოყენებული ცვლადების რაოდენობის გათვალისწინებით, სასრულეული ელემენტის მეთოდით დიდი და რთული ამოცანების ამოხსნა გადაიქცევა უკიდურესად რთულ პრობლემად. სასრული ელემენტის მეთოდების გამოსაყენებლად, შემუშავდა მთელი რიგი გამოთვლითი სისტემები. შეგვიძლია აღვნიშნოთ აშშ-ს მთავრობის მხარდაჭერით შემუშავებული და შესაბამისად ყველაზე გავრცელებული სამი სისტემა. FORMAT სისტემა [34] შემუშავდა Douglas Aircraft Company-ს მიერ Air Force Flight Dynamics ლაბორატორიის მხარდაჭერით; MAGIC [16] სისტემა შემუშავდა Bell Aerospace ფირმის მიერ Air Force Flight Dynamics ლაბორატორიის მხარდაჭერით და NASTRAN სისტემა [32] შემუშავდა ძირითადად Computer Science Corporation-ის მიერ NASA-ს მხარდაჭერით. თითოეული ეს სისტემა შეიცავს კომპოზიტებით დამზადებული კონსტრუქციების გაანგარიშებისთვის შესაფერისი ელემენტებს.

სასრული ელემენტის მეთოდების აღწერისას, ჩვეულებრივ, გამოიყენება მატრიცული ჩაწერა. ამასთან, მატრიცული აპარატის წინასწარი შესწავლის საჭიროების თავიდან ასაცილებლად გამოიყენება აღნიშვნების ტენზორული სისტემა. განტოლებები შეიძლება გაიშალოს შემოკლებული ჩაწერის ორი წესის გამოყენებით.

1. არაგანმეორებადი ინდექსები საერთოა განტოლების ყველა წევრისთვის;
2. განმეორებადი ინდექსები მიუთითებს ყველა ინდექსის მნიშვნელობებზე დაჯამებას.

ინდექსებისათვის ლათინური ანბანი გამოიყენება იმ შემთხვევაში, როდესაც მათი ცვალებადობის დიაპაზონი არ აღემატება მართკუთხა კოორდინატების რაოდენობას; ყველა სხვა შემთხვევაში ინდექსებისთვის გამოიყენება ბერძნული ანბანი.

2.11.1 ძირითადი განტოლებები

სასრული ელემენტების მეთოდი ემყარება დრეკადობის თეორიის

ფუნდამენტურ განტოლებებს. ამ განტოლებების გამოყენებისას კომპოზიციებისაგან დამზადებული კონსტრუქციებთან მიმართებაში, უნდა აღინიშნოს, რომ 15 განტოლებიდან 9 რჩება იგივე, რაც იზოტროპული მასალებისგან დამზადებული კონსტრუქციების ანალიზის დროს, ე.ი. გადაადგილებათა და დეფორმაციათა შორის კავშირის 6 განტოლებებია

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (40)$$

და წონასწორობის სამი განტოლებები

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + f_i = 0, \quad (41)$$

სადაც f_i — მოცულობითი ძალებია, რჩება უზგვლელად.

ძაბვათა და დეფორმაციათა შორის კავშირის ექვსი განტოლება შეიძლება იყოს არსებითად განსხვავებული კომპოზიტებისაგან დამზადებული კონსტრუქციების გაანგარიშებისას. ანიზოტროპიის ზოგად შემთხვევაში კავშირი ძაბვათა და დეფორმაციათა შორის მოცემულია ჰუკის განზოგადებული კანონის სახით:

$$\sigma_{ij} = C_{ijmn} \varepsilon_{mn} \quad (42)$$

და

$$\varepsilon_{ij} = S_{ijmn} \sigma_{mn}, \quad (43)$$

სადაც

$$C_{ijmn} = C_{j\alpha mn} = C_{ij\alpha\beta} = C_{mnij}$$

და

$$S_{ijmn} = S_{j\alpha mn} = S_{ij\alpha\beta} = S_{mnij}.$$

სამგანზომილებიანი ამოცანისა და ანიზოტროპიის ყველაზე საერთო სახის შემთხვევაშიაუცილებელია 21 დამოუკიდებელი კონსტანტა C_{ijmn} .

იზოტროპული მასალის დახასიათებისას ანალოგიურ შემთხვევაში აუცილებელია მხოლოდ ორი დამოუკიდებელი სიდიდე:

$$\sigma_{11} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} [(1-\nu)\varepsilon_{11} + \nu\varepsilon_{22} + \nu\varepsilon_{33}]; \quad (44)$$

$$\sigma_{22} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} [\nu\varepsilon_{11} + (1-\nu)\varepsilon_{22} + \nu\varepsilon_{33}]; \quad (45)$$

$$\sigma_{33} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} [\nu\varepsilon_{11} + \nu\varepsilon_{22} + (1-\nu)\varepsilon_{33}]; \quad (46)$$

$$\sigma_{12} = \frac{E}{1+\nu} \varepsilon_{12}; \quad (47)$$

$$\sigma_{13} = \frac{E}{1+\nu} \varepsilon_{13}; \quad (48)$$

$$\sigma_{23} = \frac{E}{1+\nu} \varepsilon_{23}. \quad (49)$$

კომპოზიციებისაგან დამზადებული კონსტრუქციების უმეტესობის გამოთვლები, განსაკუთრებით რომელთა ანალიზისთვისაც მიზანშეწონილია სასრული ელემენტის მეთოდის გამოყენება, შეიძლება დაყვანილი იქნას ორგანზომილებიანი ამოცანის ამოხსნამდე. მაგალითად, ბრტყელი დაძაბული მდგომარეობის დროს

$$\sigma_{13} = \sigma_{23} = \sigma_{33} = 0 \quad (50)$$

აგრეთვე შემცირდება ექვსამდე განსაზღვრებას დაქვემდებარებული დამოუკიდებელი მუდმივების რაოდენობა:

$$\begin{matrix} C_{1111} & C_{1112} & C_{1122} \\ & C_{1212} & C_{1222} \\ & & C_{2222} \end{matrix}$$

თუ არსებითია C_{ijpq} ყველა ექვსივე სიდიდე, მაშინ ამგვარი შემთხვევა შეესაბამება ზოგადი ფორმის ანიზოტროპიას. ეს მიუთითებს კავშირის არსებობაზე ძვრასა და გაჭიმვას შორის. თუ C_{1112} და C_{1222} ნულის ტოლია, მაშინ ამგვარი შემთხვევა შეესაბამება ორთოტროპიას და ძვრასა და გაჭიმვას შორის კავშირის არარსებობას. ორთოტროპული ფენებისგან შემდგარი კომპოზიტისთვის, პაკეტის შესაბამისი სიხისტე შეიძლება გამოიხატოს მისი ორთოტროპული ღერძების თითოეული ფენის სიხისტის მეშვეობით:

$$C_{ijpq} = \frac{1}{t} \sum_{r=1}^N t^{(i)} a_{ri}^{(i)} a_{sj}^{(i)} a_{mp}^{(i)} C_{rsmn}^{(i)} \quad (51)$$

სადაც i — შრის ნომერია; N — შრეების საერთო რიცხვი; $t^{(i)}$ — i -ფენის სისქე; t — შრეების პაკეტის სისქე; a_{ij} — მიმმართველი კოსინუსები, რომლებიც ახასიათებენ

შრეების ორიენტაციას.

კოსინუსები a_{ij} , რომლებიც ახასიათებენ ფენის ღერძიდან (პირველადი) მობრუნებას კომპოზიტის ღერძებს (მეორადი) მიმართ, მოყვანილია ცხრილში.

მიმართველი კოსინუსები დამტრიხული და შტრიხ-პუნქტირული ღერძებს შორის

დამტრიხული ღერძები	შტრიხ-პუნქტირული ღერძები		
	x_1	x_2	x_3
x'_1	a_{11}	a_{12}	a_{13}
x'_2	a_{21}	a_{22}	a_{23}
x'_3	a_{31}	a_{23}	a_{33}

აუცილებელია აღინიშნოს რომ ექვსიდან ოთხი დამოუკიდებელი კონსტანტას C_{ijkl} შეიძლება მიეცეს ფიზიკური ინტერპრეტაცია იუნგის მოდულის, პუასონის კოეფიციენტის და ძვრის მოდულის ტერმინებში:

$$C_{1111} = \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12} \nu_{21})}; \quad (52)$$

$$C_{1122} = \frac{\nu_{12} E_{22}}{(1 - \nu_{12} \nu_{21})}; \quad (53)$$

$$C_{2222} = \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12} \nu_{21})}; \quad (54)$$

$$C_{1212} = 2G_{12}, \quad (55)$$

$$\sigma_{11} = \frac{E}{1 - \nu^2} (\varepsilon_{11} + \nu \varepsilon_{22}); \quad (56)$$

ხოლო დანარჩენი ორი ახასიათებენ ურთიერთქმედებასძვრასა და გაჭიმვას შორის, რაც შესაძლებელია შევადაროთ იზოტროპიის შემთხვევაში ჰუკის კანონთან დაძაბული მდგომარეობისათვის:

$$\sigma_{22} = \frac{E}{1 - \nu^2} (\nu \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}); \quad (57)$$

$$\sigma_{12} = \frac{E}{1 + \nu} \varepsilon_{12}. \quad (58)$$

ძაბვასა და დეფორმაციებს შორის კავშირის განტოლების შედგენისას აუცილებელია მხედველობაში მივიღოთ არა მხოლოდ თითოეული ფენის თვისებები და ორიენტაცია, არამედ აგრეთვე კომპოზიტში მათი დაგების წესი. თხელი ფირფიტებისთვის კორხჰოფ-ლავის ჰიპოტეზის გამოყენებით (სადაც z არის ფირფიტას მიმართ ნორმალური კოორდინატი)

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^0 + k_{ij}\varepsilon \quad (59)$$

და ძალებისა და მომენტების განსაზღვრით ფორმულებით

$$N_{ij} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{ij} dz; \quad (60)$$

$$M_{ij} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{ij} z dz; \quad (61)$$

$$N_{ij} = \varepsilon_{mn}^0 \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} C_{ijmn} dz + k_{mn} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} C_{ijmn} z dz \quad (62)$$

კავშირის განტოლებები შეიძლება ჩაიწეროს როგორც:

$$M_{ij} = \varepsilon_{mn}^0 \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} C_{ijmn} z dz + k_{mn} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} C_{ijmn} z^2 dz \quad (63)$$

$$\int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} C_{ijmn} dz = 0 \quad (64)$$

იმ შემთხვევაში თუ ფენოვანი კომპოზიტის სტრუქტურა სიმეტრიულია საშუალო სიბრტყესთან მიმართ,

და მღუნავი ეფექტები შეიძლება განცალკევდეს სიბრტყეში დაძაბულ-დეფორმირებული მდგომარეობისაგან. თუ კომპოზიტი არ არის სიმეტრიული საშუალო სიბრტყის მიმართ, მაშინ ინტეგრალი არ უდრის ნულს და მხედველობაში უნდა იქნას მიღებული ურთიერთქმედება გაჭიმვასა და ღუნვას შორის.

იმ შემთხვევაში, როდესაც მხედველობაში აგრეთვე მიიღება ტემპერატურული ზემოქმედებაც, საერთო დეფორმაცია წარმოადგენს დეფორმაციების e_{ij} ჯამს მექანიკური დატვირთვების მოქმედებისა ε_{ij} და ტემპერატურული გაფართოების $\alpha_{ij}\Delta T$ მოქმედებისგან.

$$e_{ij} = \varepsilon_{ij} + \alpha_{ij}\Delta T. \quad (65)$$

განტოლებებს (1) და (3) ამ დროს აქვთ შემდეგი სახე

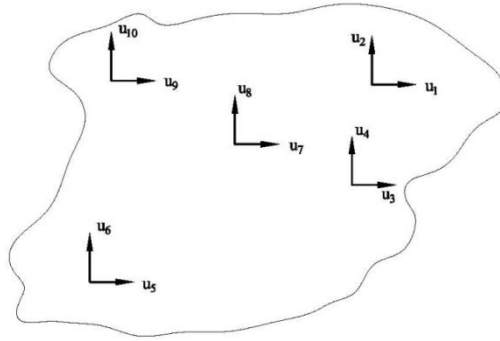
$$e_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); \quad (66)$$

$$\varepsilon_{ij} = C_{ijmn} e_{mn} - C_{ijmn} \alpha_{mn} \Delta T. \quad (67)$$

2.11.2. ელემენტის თვისებები

ელემენტი და მისი თვისებები ემყარება სასრული ელემენტის მეთოდს. ფრეი დე ვებეკის მიხედვით [22] შეიძლება განვასხვავოთ ელემენტების სამი ტიპის:

1. თავსებადობის პირობის დამაკმაყოფილებელი ელემენტი, მაგრამ რომელიც არ აკმაყოფილებს წონასწორობის პირობებს.
2. წონასწორობის პირობების დამაკმაყოფილებელი ელემენტი, მაგრამ რომელიც არ აკმაყოფილებს თავსებადობის პირობებს.
3. ელემენტი, რომელიც არღვევს ორივე პირობას.



ნახ. 2.11.1. განზოგადებული ელემენტი გადაადგილების მოცემული ველით

განიხილება ელემენტების ორი ტიპი, რომლებსაც, ჩვეულებრივ, უწოდებენ ელემენტებს მოცემული გადაადგილებებით და მოცემული ძაბვების მქონე ელემენტებს. პირველ შემთხვევაში მოცემულია გადაადგილების ველი ელემენტის შიგნით (ნახ. 2.11.1), რაც უზრუნველყოფს ელემენტში და მის საზღვრებში დეფორმაციების თავსებადობის პირობების დაკმაყოფილებას. მეორე შემთხვევაში მოცემულია ძაბვათა ველი, რომელიც აკმაყოფილებს წონასწორობის პირობებს.

2.11.3 დეფორმაციების თავსებადობის პირობების დამაკმაყოფილებელი ელემენტის თეორია

ნავარაუდობია, რომ გადაადგილებები ელემენტის შიგნით შეიძლება იქნას გამოსახული გარკვეული გზით შერჩეული საკვანძო წერტილების გადაადგილებების მეშვეობით:

$$u_i = \bar{a}_{1\alpha} \bar{u}_\alpha, \quad (68)$$

სადაც $i = 1, 2, 3$ სამგანზომილებიანი ამოცანის შემთხვევაში და $\alpha = 1, 2, 3, \dots, 3N$ (N არის კვანძების რაოდენობა). განტოლება (29) არის გაანგარიშების საფუძველს გადაადგილებათა მეთოდით.

დეფორმაციები შეიძლება გამოისახოს გადაადგილებათა მეშვეობით შემდეგი განტოლების გამოყენებით

$$e_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); \quad (69)$$

სადაც

$$D_{ij\alpha} = \frac{1}{2}(\bar{a}_{i\alpha,j} + \bar{a}_{j\alpha,i})$$

აქ მძიმით აღინიშნება ნაწილობრივი დიფერენცირება კოორდინატაზე, რომლის ინდექსს მიჰყვება მძიმეს.

ძაბვები გამოისახება გადაადგილებათა მეშვეობით ჰუკის განზოგადოებული კანონის გამოყენებით:

$$\sigma_{ij} = C_{ijmn} \varepsilon_{mn} = E_{ij\alpha} \bar{a}_\alpha, \quad (70)$$

სადაც

$$E_{ij\alpha} = \frac{C_{ijmn}}{2}(\bar{a}_{m\alpha,n} + \bar{a}_{n\alpha,m})$$

შეყურსული ძალებს P_α , რომლებიც შეესაბამებიან საკვანძო გადაადგილებებს u_α , მოიძიებენ კასტილიანოს თეორემის გამოყენებით:

$$P_\alpha = \frac{\partial U}{\partial u_\alpha}, \quad (71)$$

სადაც U - დეფორმაციის ენერგია,

$$\times \bar{u}_\alpha \frac{\bar{u}_\beta}{2} (\bar{a}_{i\beta,j} + \bar{a}_{j\beta,i}) dV. \quad (72)$$

$$U = \frac{1}{2} \int \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} dV = \frac{1}{2} \int \frac{C_{ijmn}}{2} (\bar{a}_{m\alpha,n} + \bar{a}_{n\alpha,m}) \times$$

$$U = \frac{1}{2} \int C_{ijmn} \bar{a}_{i\alpha,j} \bar{a}_{m\beta,n} \bar{u}_\alpha \bar{u}_\beta dV. \quad (73)$$

პირობის $C_{ijmn} = C_{ijnm} = C_{ijnm} = C_{mnij}$ გამოყენებით, მივიღებთ

ამგვარად

$$P_\alpha = \frac{\partial U}{\partial \bar{u}_\alpha} = \bar{u}_\alpha \int C_{ijmn} \bar{a}_{i\alpha,j} \bar{a}_{m\gamma,n} dV. \quad (74)$$

წარმოვადგინოთ გამოსახულება (74) შემდეგი სახით

$$P_v = C_{\gamma\alpha} \bar{u}_\alpha, \quad (75)$$

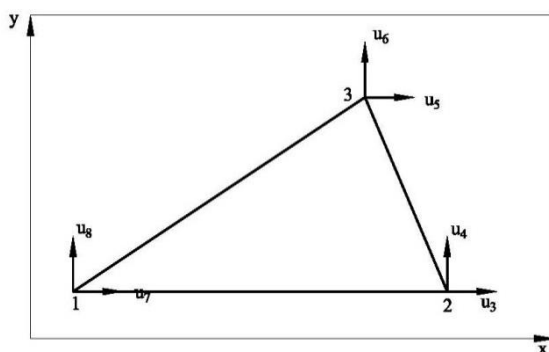
სადაც

$$C_{\gamma\alpha} = \int_{\Omega} c_{ijmn} \bar{a}_{i\alpha j} \bar{a}_{m\alpha n} dV$$

წარმოადგენს ელემენტის სიხისტეს, რომელიც გამოსახულია მასალის თვისებების და გადაადგილებათა მიღებული განაწილების ფორმის მეშვეობით.

2.11.4 ზოგიერთი ელემენტის სიხისტის მატრიცები

ლიტერატურაში აღწერილია სხვადასხვა ელემენტების დიდი რაოდენობა. ამასთან, მხოლოდ ზოგიერთ მათგანი გამოიყენება კავშირის განტოლებები, რომლების შეესაბამებიან კომპოზიტებს. თუ გამოიყენება ფენოვანი კომპოზიტი სიმეტრიული დაგებით, როდესაც ღუნვა შეიძლება განვაცალკეოთ ფენების სიბრტყეში დაძაბული მდგომარეობიდან, მაშინ არსებული ელემენტების მოდიფიცირება ორთოტროპიის ან უფრო ზოგადი ანიზოტროპიის თვისებების გათვალისწინებით არ წარმოადგენს რთულ ამოცანას. თუ სხვა ელემენტებთან ერთად გამოიყენება ერთგანზომილებიანი ელემენტები, როგორცაა ღეროები და კოჭები, მაშინ ისინი შეიძლება გამოყენებულ იქნას ყოველგვარი გარდაქმნების გარეშე.



ნახ. 2.11.2. ელემენტი სამკუთხა ფირფიტის სახით

ბრტყელი სამკუთხა ელემენტისათვის (ნახ. 2.11.2) ტანერმა და თანაავტორებმა [55] შემოთავაზეს შემდეგი სახის განაწილებული

გადაადგილებები

$$u_x = C_1x + C_2y + C_3; \quad (76)$$

$$u_y = C_4x + C_5y + C_6, \quad (77)$$

სადაც ექვსი კოეფიციენტები C_1, \dots, C_6 გამოისახება სამკუთხედის წვეროების გადაადგილებების მეშვეობით. ამგვარად ძირითად შემოთავაზებაში

$$u_1 = \bar{a}_{i\alpha} \bar{u}_\alpha; \quad (78)$$

$$\bar{a}_{11} = \frac{1}{2A_{123}} [y_{32}(x - x_2) - x_{32}(y - y_2)];$$

$$\bar{a}_{12} = 0;$$

$$\bar{a}_{13} = \frac{1}{2A_{123}} [-y_{31}(x - x_3) - x_{31}(y - y_3)];$$

$$\bar{a}_{14} = 0;$$

$$\bar{a}_{15} = \frac{1}{2A_{123}} [y_{21}(x - x_1) - x_{21}(y - y_1)];$$

$$\bar{a}_{16} = 0;$$

$$\bar{a}_{21} = 0;$$

$$\bar{a}_{22} = \frac{1}{2A_{123}} [y_{32}(x - x_2) - x_{32}(y - y_2)];$$

$$\bar{a}_{23} = 0;$$

$$\bar{a}_{24} = \frac{1}{2A_{123}} [-y_{31}(x - x_3) + x_{32}(y - y_3)];$$

$$\bar{a}_{25} = 0;$$

$$\bar{a}_{26} = \frac{1}{2A_{123}} [y_{21}(x - x_1) - x_{21}(y - y_1)],$$

სადაც $A_{123} = \frac{1}{2}(x_{32}y_{21} - x_{21}y_{32}) =$ სამკუთხედის ფართობს და $x_{ij} = x_i - x_j$;

$y_{ij} = y_i - y_j$.

ასეთი ელემენტის ნაირსახეობა, რომელიც გამოყენებს იგივე ძირითადი ვარაუდებს და გამოსადეგარი კომპოზიტებისაგან დამზადებულ კონსტრუქციებში გამოსაყენებლად, შეიმუშავა მიკელსონმა. [33] ელემენტი გამოსადეგარია კომპოზიტისთვის, რომელსაც აქვს ორთოტროპული ღერძების სისტემა, რომელიც ელემენტის ადგილობრივი კოორდინატთა სისტემის პარალელურია.

კოეფიციენტები $D_{i\alpha}$, რომლებიც აკავშირებენ კვანძების გადაადგილებებს დეფორმაციებთან, აქვს შემდეგი სახე

$$D_{11\alpha} = \frac{1}{2A_{123}} [y_{32} \ 0 \ -y_{32} \ 0 \ y_{21} \ 0];$$

$$D_{22\alpha} = \frac{1}{2A_{123}} [0 \ -x_{32} \ 0 \ x_{31} \ 0 \ -x_{21}];$$

$$D_{12\alpha} = \frac{1}{2A_{123}} [-x_{32} \ y_{32} \ x_{31} \ -y_{31} \ -x_{21} \ y_{21}].$$

ჰუკის კანონის გამოყენებით ორთოტროპიის ბრტყელი შემთხვევისათვის, მივიღებთ

$$\sigma_{22} = \frac{1}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} [E_{y\varepsilon_{22}} + \nu_{yx} E_{y\varepsilon_{22}}]; \quad (79)$$

$$\sigma_{11} = \frac{1}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} [E_{x\varepsilon_{11}} + \nu_{xy} E_{y\varepsilon_{22}}]; \quad (80)$$

$$\sigma_{12} = 2G_{xy\varepsilon_{11}}. \quad (81)$$

კოეფიციენტებს $E_{ij\alpha}$, რომლებიც აკავშირებენ კვანძების გადაადგილებებს ელემენტებში ძაბვებთან, აქვთ შემდეგი სახე

$$E_{11\alpha} = \frac{1}{2A_{123}} [E_x y_{32} - \nu_{yx} E_x x_{32} - E_x y_{32} \nu_{yx} E_x x_{31} E_x y_{21} - \nu_{yx} E_x x_{21}];$$

$$E_{22\alpha} = \frac{1}{2A_{123}} [\nu_{xy} E_y y_{32} - E_y x_{32} - \nu_{xy} E_y y_{31} E_y x_{31} \nu_{xy} E_y y_{21} - E_y x_{21}];$$

$$E_{12\alpha} = \frac{1}{2A_{123}} [-\lambda G_{xy} x_{32} \lambda G_{xy} y_{32} \lambda G_{xy} x_{31} - \lambda G_{xy} y_{31} - \lambda G_{xy} x_{21} \lambda G_{xy} y_{21}],$$

სადაც $\lambda = 1 - \nu_{xy}\nu_{yx}$.

ელემენტების სიხისტე

$$C_{\gamma\alpha} = \int_V C_{ijmn} \bar{a}_{i\alpha,j} \bar{a}_{m\alpha,n} dV \quad (82)$$

შესაძლებელია წარმოსახული იქნეს ჯამის სახით

$$C_{\gamma\alpha} = C_{\gamma\alpha}^1 + C_{\gamma\alpha}^2, \quad (83)$$

სადაც

$$C_{\gamma\alpha}^1 = \frac{1}{4A_{123}\lambda} \times$$

$$u_{i\alpha} = \begin{bmatrix} (1-x)(1-y) & 0 & (1-x)y & 0 & xY & 0 & x(1-y) & 0 \\ 0 & (1-x)(1-y) & 0 & (1-x)y & 0 & x & 0 & x(1-y) \end{bmatrix}$$

კოეფიციენტები $D_{ij\alpha}$, რომლებიც აკავშირებენ კვანძებში გადაადგილებებს დეფორმაციებთან ელემენტში განისაზღვრება შემდეგნაირად

$$D_{11\alpha} = \begin{bmatrix} \frac{-(1-y)}{a} & 0 & \frac{-y}{a} & 0 & \frac{y}{a} & 0 & \frac{1-y}{a} & 0 \end{bmatrix};$$

$$D_{22\alpha} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{-(1-x)}{b} & 0 & \frac{1-x}{b} & 0 & \frac{x}{b} & 0 & \frac{-x}{b} \end{bmatrix};$$

$$D_{12\alpha} = \begin{bmatrix} \frac{-(1-x)}{b} & \frac{-(1-y)}{a} & \frac{1-x}{ba} & \frac{-y}{a} & \frac{x}{b} & \frac{y}{a} & \frac{-x}{b} & \frac{1-y}{a} \end{bmatrix}.$$

სიდიდეები $E_{ij\alpha}$, რომლებიც აკავშირებენ კვანძების გადაადგილებებს ძაბვებთან ელემენტში, გამოისახებიან შემდეგნაირად

$$E_{11\alpha} = \frac{1}{\lambda} \left[\frac{-(1-y)}{a} E_x \quad \frac{-(1-x)}{b} v_{xy} E_x \quad \frac{-y}{a} E_x \quad \frac{1-x}{b} v_{yx} E_x \times \right. \\ \left. \times \frac{y}{a} E_x \quad \frac{x}{b} v_{yx} E_x \quad \frac{1-y}{a} E_x \quad \frac{-x}{b} v_{yx} E_x \right];$$

$$E_{22\alpha} = \frac{1}{\lambda} \left[\frac{-(1-y)}{a} v_{xy} E_x \quad \frac{-(1-x)}{b} E_x \quad \frac{-y}{a} v_{xy} E_x \quad \frac{(1-x)}{b} E_x \times \right. \\ \left. \times \frac{y}{a} v_{xy} E_y \quad \frac{x}{b} E_x \quad \frac{1-y}{a} v_{xy} E_x \quad - \frac{-x}{b} E_x \right];$$

$$E_{12\alpha} = \left[\frac{-(1-x)}{b} G_{xy} \quad \frac{-(1-y)}{a} G_{xy} \quad \frac{(1-x)}{b} G_{xy} \quad \frac{-x}{a} G_{xy} \times \right. \\ \left. \times \frac{x}{b} G_{xy} \quad \frac{y}{a} G_{xy} \quad \frac{-x}{b} G_{xy} \quad \frac{1-y}{a} G_{xy} \right].$$

ელემენტების სიხისტე შესაძლებელია იქნეს წარმოდგენილი ჯამის სახით

$$C_{\gamma\alpha} = C_{\gamma\alpha}^1 + C_{\gamma\alpha}^2 \quad (87)$$

სადაც

$$C_{\gamma\alpha}^1 =$$

$$= \frac{t}{\lambda} \begin{bmatrix} \frac{bE_x}{3a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} & \frac{bE_x}{6a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} & \frac{-bE_x}{6a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} & \frac{-bE_x}{3a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} \\ \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_y}{3b} & \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_y}{3} & \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_y}{6b} & \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{bE_y}{6a} \\ \frac{bE_x}{6a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} & \frac{bE_x}{3a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} & \frac{-bE_x}{3a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} & \frac{-bE_x}{6a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} \\ \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_x}{3b} & \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_y}{3b} & \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_y}{6b} & \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_y}{6b} \\ \frac{-bE_x}{6a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} & \frac{-bE_x}{3a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} & \frac{bE_x}{3a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} & \frac{bE_x}{6a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} \\ \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_x}{3b} & \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_x}{3b} & \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_y}{6b} & \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_x}{6b} \\ \frac{-bE_x}{6a} & \frac{-v_{yx}E_x}{4} & \frac{-bE_x}{3a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} & \frac{bE_x}{3a} & \frac{v_{yx}E_x}{4} & \frac{bE_x}{6a} & \frac{-v_{yz}E_x}{4} \\ \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_y}{3b} & \frac{v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_y}{3b} & \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{-aE_y}{6b} & \frac{-v_{xy}E_y}{4} & \frac{aE_y}{3b} \end{bmatrix}$$

$$C_{\gamma\alpha}^2 = G_{xy} \begin{bmatrix} \frac{a}{3b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{3b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6b} & \frac{-1}{4} & \frac{a}{6b} & \frac{-1}{4} \\ \frac{b}{3a} & \frac{-1}{4} & \frac{b}{6a} & \frac{1}{4} & \frac{b}{6a} & \frac{1}{4} & \frac{1}{6a} & \frac{b}{3a} \\ \frac{a}{3b} & \frac{-1}{4} & \frac{a}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6a} & \frac{1}{4} \\ \frac{b}{3a} & \frac{-1}{4} & \frac{b}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{b}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{1}{6b} & \frac{-b}{3a} \\ \frac{a}{3b} & \frac{-1}{4} & \frac{a}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6a} & \frac{1}{4} \\ \frac{b}{3a} & \frac{-1}{4} & \frac{b}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{b}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{1}{6b} & \frac{-b}{3a} \\ \frac{a}{3b} & \frac{-1}{4} & \frac{a}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{-a}{6a} & \frac{1}{4} \\ \frac{b}{3a} & \frac{-1}{4} & \frac{b}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{b}{6b} & \frac{1}{4} & \frac{1}{6b} & \frac{-b}{3a} \end{bmatrix}$$

2.11.5. ელემენტის თეორია, რომელიც აკმაყოფილებს წონასწორობის პირობებს

ამგვარ ელემენტში ნაგულისხმევია, რომ ძაბვები უნდა გამოისახონ კვანძებში ძალების მეშვეობით:

$$\sigma_{ij} = \bar{b}_{ij\alpha} \bar{F}_\alpha \quad (88)$$

ძალები \bar{F}_α ზოგად შემთხვევაში არ წარმოადგენენ დამოუკიდებელს რადგან საჭიროა წონასწორობის პირობების შესრულება. ამგვარად წონასწორობის პირობები

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} = 0 \quad (89)$$

გამოიყენება იმისათვის, რომ შემცირდეს კვანძური ძალების რიცხვი დამოუკიდებელი ძალთა რიცხვი F_α , რომლებსაც ეწოდებათ ელემენტები:

$$\bar{F}_\alpha = d_{\alpha\beta} F_\beta. \quad (90)$$

ელემენტარული ძალებით განსაზღვრულ ძალებს ექნებათ შემდეგი სახე

$$\sigma_{ij} = \bar{b}_{ij\alpha} d_{\alpha\beta} F_\beta = b_{ij\beta} F_\beta. \quad (91)$$

ელემენტის დეფორმაციები, რომლებიც შეესაბამებიან ელემენტარულ ძალებს, მოიძებნება კასტილიანოს თეორემის მეშვეობით:

$$\bar{\epsilon}_\beta = \frac{\partial U}{\partial F_\beta}, \quad (92)$$

სადაც U — დეფორმაციის ენერგია,

$$\begin{aligned} U &= \frac{1}{2} \int \sigma_{ij} \epsilon_{ij} dV = \frac{1}{2} \int \sigma_{ij} \sigma_{k\ell} S_{ijk\ell} dV = \\ &= \frac{1}{2} \int b_{ij\beta} F_\beta b_{k\ell\gamma} F_\gamma S_{ijk\ell} dV. \end{aligned} \quad (93)$$

ამგვარად განტოლება (92) გარდაიქმნება შემდეგ გამოსახულებად

$$\bar{\epsilon}_\beta = \int_V S_{ijk\ell} b_{ij\gamma} b_{k\ell\beta} F_\gamma dV. \quad (94)$$

ეს გამოსახულება ახასიათებს ელემენტის დამყოლობას და შესაძლებელია ჩაწერილი იქნას შემდეგნაირად

$$\bar{\epsilon}_\beta = f_{\beta\gamma} F_\gamma$$

სადაც

$$f_{\beta\gamma} = \int_V S_{ijk\ell} b_{ij\gamma} b_{k\ell\beta} dV. \quad (95)$$

ზოგიერთი ელემენტების დამყოლობის ელემენტები

დაძაბული მდგომარეობის მოცემული ხასიათის მქონე ელემენტის ნიმუშად განიხილება ღუნვაზე მომუშავე ბრტყელი სამკუთხა ფირფიტა (ნახ. 2,11,4), რომელიც მოცემულია ნაშრომში [23] და მოდიფიცირებულია თეოდოსიადის მიერ გამოსაყენებლად კომპოზიურ მასალებისაგან დამზადებული კონსტრუქციების

განგარიშებებში.[54] დაძაბული მდგომარეობის ცვლილება მღუნავი მომენტის მოცემულ შემთხვევაში, მოცემულია შემდეგი ფორმით:

$$M_x = F_1 + \left(\frac{x}{L_3}\right)F_2 + \left(\frac{y}{L_2}\right)F_3 + \frac{1}{3} \frac{L_3}{L_2} \left(1 - \frac{x}{L_3}\right) \frac{x}{L_3} q; \quad (96)$$

$$M_y = F_4 + \left(\frac{x}{L_3}\right)F_5 + \left(\frac{y}{L_2}\right)F_6 + \frac{1}{3} \frac{L_2}{L_3} \left(1 - \frac{y}{L_2}\right) \frac{y}{L_2} q; \quad (97)$$

$$M_{xy} = F_7 + \left(\frac{x}{L_3}\right)F_8 + \left(\frac{y}{L_2}\right)F_9 - \frac{1}{3} \frac{x}{L_3} \frac{y}{L_2} q, \quad (98)$$

სადაც q — დატვირთვა ელემენტზე, რომელიც მოქმედებს Z ღერძის მიმართულებით. ცხრა უცნობი ძალური პარამეტრები ქმნიან დამოუკიდებელ სისტემას, რომელმაც უნდა დააკმაყოფილოს წონასწორობის პირობა

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + \frac{q}{A} \sin \alpha = 0, \quad (99)$$

სადაც A — ელემენტის ფართობია.

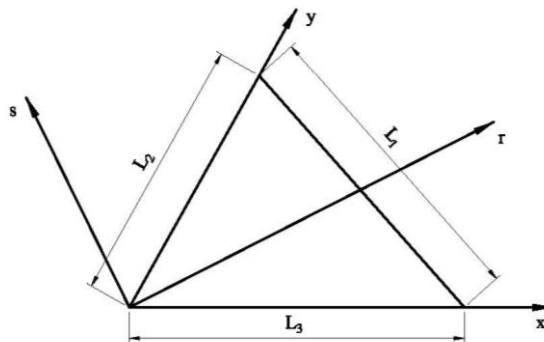
ნავარაუდებია, რომ მასალა წარმოადგენს ორთოტროპულს და მისი თვისებები განსაზღვრულია კოორდინატებში r, s . ამგვარად დამოუკიდებელი სიდიდეები S_{ijkl} სწორდებიან დრეკადობის მოდულების, პუასონის კოეფიციენტის და ძვრის მოდულის მეშვეობით:

$$S_{1111} = \frac{1}{E_r}; \quad (100)$$

$$S_{1122} = \frac{\nu_{sr}}{E_s}; \quad (101)$$

$$S_{2222} = \frac{1}{E_s}; \quad (102)$$

$$S_{1212} = \frac{1}{(2G_{rs})}. \quad (103)$$



ნახ.2,11, 4. ელემენტი სამკუთხა ფირფიტის სახით

დეფორმაციის ენერგია

$$U = \frac{1}{2} \int \sigma_{ij}^{(r,s)} t_{ij}^{(r,s)} dV = \frac{1}{2} \int M_{ij}^{(r,s)} ZK_{kl}^{(r,s)} dV =$$

$$= \frac{t^3}{24} \int M_{ij}^{(r,s)} S_{ijkl} M_{kl}^{(r,s)} dA. \quad (104)$$

მომენტები კოორდინატთა სისტემაში r, s გამოისახებიან მომენტებით კოორდინატთა სისტემაში x, y .

$$M_r = \frac{\cos^2 \xi}{\sin \alpha} M_x + \frac{\cos^2(\alpha - \xi)}{\sin \alpha} M_y + \frac{2 \sin \xi \cos(\alpha - \xi)}{\sin \alpha} M_{xy}; \quad (105)$$

$$M_s = \frac{\sin^2 \xi}{\sin \alpha} M_x + \frac{\sin^2(\alpha - \xi)}{\sin \alpha} M_y - \frac{2 \sin \xi \cos(\alpha - \xi)}{\sin \alpha} M_{xy}; \quad (106)$$

$$M_{rs} = \frac{\sin \xi \cos \xi}{\sin \alpha} M_x + \frac{\cos(\alpha - \xi) \sin(\alpha - \xi)}{\sin \alpha} M_y +$$

$$+ \frac{[\cos \xi \sin(\alpha - \xi) - \sin \xi \cos(\alpha - \xi)]}{\sin \alpha} M_{xy}. \quad (107)$$

ამ გამოსახულებების ჩაწერა შესაძლებელია ტენზორული სახით

$$M_{ij}^{(r,s)} = T_{ijkl} M_{kl}^{(r,s)}. \quad (108)$$

საბოლოოდ დეფორმაციის ენერგიას განვსაზღვრავთ ფორმულით

$$= \frac{t^3}{24} \int_A T_{ijrs} M_{rs}^{(x,y)} S_{ijkl} T_{klmn} M_{mn}^{(x,y)} dA. \quad (109)$$

დაძაბული მდგომარეობა ნაგულისხმავია შემდეგი სახით

$$M_{ij}^{(x,y)} = b_{ij\alpha} F_\alpha, \quad (110)$$

სადაც q მიღებულია როგორც F_{i0} .

ამგვარად ელემენტის დამყოლობა განისაზღვრება შემდეგი დამოკიდებულებით:

$$f_{\beta\gamma} = \frac{t^3}{24} \int_v T_{ijrs} S_{ijkl} T_{klmn} b_{rs\gamma} b_{mn\beta} dA. \quad (111)$$

2.11.6. გაანგარიშების მეთოდები

გამოთვლების საფუძველს წარმოადგენს რეალური კონსტრუქციის იდეალიზაცია ცნობილი სიხისტით ან დამყოლობის მქონე ელემენტებით. იდეალიზაცია ხორციელდება იმგვარად, რომ კარგად მოხდეს მთლიანობაში კონსტრუქციის აღწერა და, ამავე დროს, გამოიყოს არეები, რომლებშიც მოსალოდნელია ძაბვების მაღალი სიდიდეები ან გრადიენტები. იდეალიზაცია შეიძლება ასევე დამოკიდებული იყოს ამოცანის ამოსახსნელად გამოყენებულ მეთოდზე. აქ განხილულია ამოხსნის სამი მეთოდი: გადაადგილებათა მეთოდი, ძალთა მეთოდი და კომბინირებული მეთოდი. მიუხედავად იმისა, რომ ზოგად შემთხვევაში, თითოეული ელემენტის გამოყენება შესაძლებელია სამივედან ნებისმიერ მეთოდში, ჩვეულებრივ ელემენტები მოცემული გადაადგილებათა ველით გამოიყენება გადაადგილებათა მეთოდში, ხოლო მოცემული ძაბვათა ველის მქონე ელემენტები შეიძლება გამოყენებულ იქნას ძალთა და კომბინირებულ მეთოდებში.

2.11.7 გადაადგილებათა მეთოდი

გადაადგილებათა მეთოდში ცალკეული ელემენტების სიხისტებისაგან იქმნება კონსტრუქციის საერთო სიხისტე. კონსტრუქციის სიხისტე ახასიათებს წრფივი ალგებრული განტოლებათა სისტემით, რომელიც აკავშირებს კვანძოვან გადაადგილებებს მოდებულ დატვირთვებთან. განტოლებათა სისტემა ამოიხსნება კვანძის გადაადგილებებთან მიმართებით, რომლითაც ისინი შემდეგ განისაზღვრება ძაბვები, დეფორმაციები და გადაადგილებები კონსტრუქციაში ელემენტის მიმართ მიღებული დაშვებების საფუძველზე.

უპირველეს ყოვლისა, აუცილებელია ელემენტის სიხისტის ჩაწერა გლობალურ კოორდინატთა სისტემაში:

$$P_y^i = C_y^i \bar{u}_a^i \quad (112)$$

გლობალურ კოორდინატთა სისტემაში სიხისტის დამოკიდებულება (112) მიიღება ელემენტის სიხისტის (75) გარდაქმნით. შესაბამისი მიმართველი

კოსინუსების გამოყენებით, გადაადგილებები შეიძლება გარდაიქმნას შემდეგი წესის მიხედვით:

$$\bar{u}_\alpha^{(L)} = \lambda_{\alpha\beta} \bar{u}_\beta^{(G)}, \quad (113)$$

სადაც L და G უკავშირდება შესაბამის ლოკალურ და გლობალურ კოორდინატთა სისტემებს. რადგან სამუშაო არ უნდა იყოს დამოკიდებული კოორდინატთა სისტემის არჩევაზე, ამიტომ

$$\bar{u}_\alpha^{(L)} P_\alpha^{(L)} = \bar{u}_\alpha^{(G)} P_\alpha^{(G)}. \quad (114)$$

განტოლების (74) გამოყენებით მივიღებთ

$$\lambda_{\alpha\beta} \bar{u}_\beta^{(G)} P_\alpha^{(L)} = \bar{u}_\alpha^{(G)} P_\alpha^{(G)}. \quad (115)$$

მაშასადამე

$$[\lambda_{\alpha\beta} P_\alpha^{(L)} - P_\alpha^{(G)}] \bar{u}_\alpha^{(G)} = 0. \quad (116)$$

რადგან ეს ტოლობა უნდა შესრულდეს ნებისმიერი გადაადგილებების დროს, ძალთა გარდაქმნას ლოკალურიდან გლობალურ კოორდინატთა სისტემაში უნდა ჰქონდეს შემდეგი სახე

$$P_\alpha^{(L)} = \lambda_{\beta\alpha} P_\beta^{(G)}. \quad (117)$$

სიხისტის ელემენტი [იხ. ფორმულა (75)] იყო განსაზღვრული ლოკალურ კოორდინატთა სისტემაში

$$P_\gamma^{(L)} = C_{\gamma\alpha}^{(L)} \bar{u}_\alpha^{(L)}. \quad (118)$$

წესის (113) გამოყენებით და განტოლების ორივე მხარის გამრავლებით $\lambda_{\gamma\beta}$ -ზე ჩვენ მივიღებთ

$$\lambda_{\gamma\beta} P_\beta^{(G)} = \lambda_{\gamma\beta} C_{\gamma\alpha}^{(L)} \lambda_{\alpha\delta} \bar{u}_\delta^{(G)}. \quad (119)$$

ამგვარად

$$P_\beta^{(G)} = \lambda_{\gamma\beta} C_{\gamma\alpha}^{(L)} \lambda_{\alpha\delta} \bar{u}_\delta^{(G)}. \quad (120)$$

ეს გამოსახულება უნდა იყოს შემდეგნაირად გადაწერილი

$$P_\beta^{(G)} = C_{\gamma\alpha}^{(L)} \bar{u}_\delta^{(G)}, \quad (121)$$

სადაც

$$C_{\beta\delta}^{(G)} = \lambda_{\gamma\beta} C_{\gamma\alpha}^{(L)} \lambda_{\alpha\delta}. \quad (122)$$

გამოსახულება (122) წარმოადგენს ელემენტის სიხისტეს გლობალურ

კოორდინატთა სისტემაში.

დამოკიდებულება კონსტრუქციის საერთო სიხისტის დამოკიდებულება შესაძლებელია იქნეს მიღებული¹ თუ გავითვალისწინებთ, რომ როცა ელემენტის X კვანძი A უკავშირდება Y ელემენტის კვანძს B , მაშინ

$$P_\gamma = P_\gamma^X(A) + P_\gamma^Y(B); \quad (123)$$

და

$$\bar{u}_\gamma = \bar{u}_\gamma^X(A) = \bar{u}_\gamma^Y(B), \quad (124)$$

სადაც γ მიეკუთვნება მთლიანად იდეალიზირებული კონსტრუქციის გლობალურ ძალებს და გადაადგილებებს, ხოლო γ' და γ'' მიეკუთვნება შესაბამისად ელემენტების A და B ძალებს და გადაადგილებებს.

განტოლებები (123) და (124) წარმოადგენენ საფუძველს მთლიანად კონსტრუქციის სიხისტის განსაზღვრისათვის.

მოცემულ ეტაპზე კონსტრუქციის სიხისტე (124) შეიცავს რეაქციის ძალებსა და გადაადგილებებს, რომლებიც უნდა იყვნენ აღმოფხვრილი ამოხსნისას. რეაქციების გათვალისწინებით სათანადო გადაადგილებების და ძალების მოცილებით მივიღებთ კონსტრუქციის დაყვანილ სიხისტეს

$$P_\gamma^{(R)} = C_{\gamma\alpha}^{(R)} u_\alpha^{(R)}. \quad (125)$$

ამ განტოლებათა სისტემა შეიძლება იყოს ამოხსნილიმეთოდებით, რომლებიც გამოიყენება წრფივი ალგებრული განტოლებების ამოხსნისას. ჰყემნიცკი განიხილავს სხვადასხვა მეთოდებს, რომელთა ამოხსნისათვის შემუშავებულია გამოთვლითი პროგრამები. ამოხსნის მეთოდის შერჩევისას უნდა იქნას გათვალისწინებული არა მხოლოდ ამოსახსნელი ამოცანის, მაგრამ აგრეთვე პროგრამის თავისებურებანი.

2.11.8. ძალთა მეთოდი

ძალთა მეთოდი ეფუძნება წონასწორობის განტოლებებს, რომლებიც გამოსახულნი არიან კვანძური გადაადგილებების F_β მეშვეობით. თუ ასეთი განტოლებების რიცხვი უდრის უცნობი ძალების რიცხვს, მაშინ ამოცანა ხდება სტატიკურად რკვევადი და ამონახსნი მიიღება უშუალოდ ამ განტოლებებიდან.

ჩვეულებრივ კვანძური ძალების რიცხვი აღემატება წონასწორობის განტოლებების რიცხვს. ამგვარ შემთხვევებში ჭარბი ძალები იმნაირად შეირჩევა რომ გამოიყოს სტატიკურად რკვევადი ძალების სისტემა და ჭარბი ძალების სისტემა. სტატიკურად რკვევადი ძალები მოიძებნება განტოლებების უშუალო ამონახსნიდან, ხოლო ჭარბი ძალები - ელემენტების დამყოლობის გამოყენებით.

წონასწორობის განტოლებები ელემენტებად დაყოფის შემდეგ შეიძლება გამოისახოს კვანძური ძალების F_{β} მემშვეობით და მოდებული ძალები P_{α} :

$$n_{\alpha\beta} F_{\beta} = P_{\alpha}, \quad (126)$$

თუ დიაპაზონები α და β ტოლია მაშინ განტოლებები (126) წარმოადგენენ ალგებრაულ განტოლებათა ჩაკეტილ სისტემას, რომლებიც უზრუნველყოფენ ამოცანის ამოხსნას. ზოგად შემთხვევაში $\alpha=1, \dots, N$; $\beta=1, \dots, M$; $M>N$. ამ შემთხვევაში შეიძლება განისაზღვროს კვანძური ძალები

$$F_{\beta} = G_{\beta\alpha} F_{\alpha}^n + H_{\beta\delta} F_{\delta}^R,$$

სადაც

$$\beta=1, \dots, M; \alpha=1, \dots, N; \delta=1, \dots, M-N. \quad (127)$$

ჭარბი უცნობი ძალები F_{δ}^R შეიძლება ხელით ან ვატომატურად შეირჩიოს. ავტომატური შერჩევა პირველად იყო შეთავაზებული დენკის მიერ. ხელით შერჩევასა უნდა მიექცეს ყურადღება, რომ დარჩენილმა ძალებმა უზრუნველყონ კონსტრუქციის მდგრადი წონასწორობას.

ტოლობიდან (127) მივიღებთ

$$G_{\beta\alpha} F_{\alpha}^0 = F_{\beta} - H_{\beta\delta} F_{\delta}^R. \quad (128)$$

ორივე ნაწილის გამრავლებით $n_{\gamma\beta}$ -ზე მივიღებთ:

$$n_{\gamma\beta} G_{\beta\alpha} F_{\alpha}^0 = n_{\gamma\beta} F_{\beta} - n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta} F_{\delta}^R; \quad (129)$$

$$\alpha=1, \dots, N;$$

$$\beta=1, \dots, M;$$

$$\gamma=1, \dots, N;$$

$$\delta=1, \dots, M-N.$$

რადგან სიდიდეებთა დიაპაზონები γ და δ ტოლია მაშინ მასივი $\beta_{\eta\gamma}$ შეიძლება ისე იყოს შერჩეული, რომ

$$B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} G_{\beta\alpha} = \delta_{\eta\alpha}; \quad \eta=1, \dots, N. \quad (130)$$

მაშასადამე

$$F_{\eta}^0 = B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} F_{\beta} - B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta} F_{\delta}^R = B_{\eta\gamma} P_{\gamma} - B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta} F_{\delta}^R. \quad (131)$$

ამ გამოსახულებების ჩასმით განტოლებაში (127) კვანძური ძალები შესაძლებელია გამოცხადდეს მოდებული დატვირთვის და ჭარბი ძალების მეშვეობით:

$$F_{\xi} = G_{\xi\eta} B_{\eta\gamma} P_{\gamma} + R_{\xi\delta} F_{\delta}^R, \quad (132)$$

სადაც

$$R_{\xi\delta} = H_{\xi\delta} - G_{\xi\eta} B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta}.$$

ჭარბი ძალები განისაზღვრება დამოკიდებულებიდან დამყოლობისათვის ელემენტის შიგნით მიღებული შემდეგი დაშვებების დროს

$$e_{\gamma} = f_{\gamma\beta} F_{\beta}. \quad (133)$$

მოდებულ დატვირთვებს P_{α} შეესაბამება გადაადგილებათა სისტემა u_{α} . რადგან შინაგანი ძალების მუშაობა უნდა უდრიდეს გარეშე ძალების მუშაობას

$$e_{\beta} F_{\beta} = u_{\alpha} P_{\alpha}, \quad (134)$$

$$P_{\alpha} = n_{\alpha\beta} F_{\beta}, \quad (135)$$

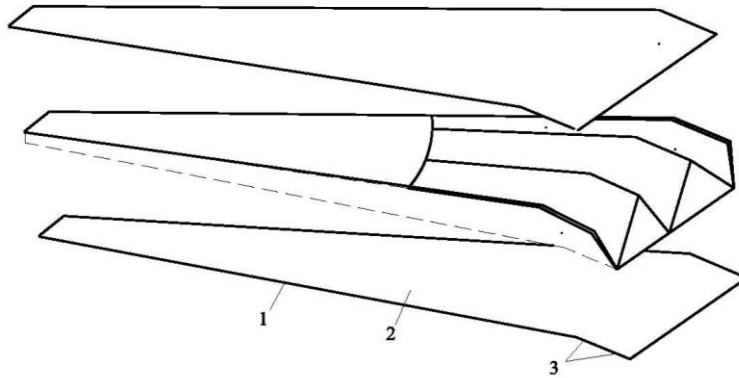
$$(e_{\beta} - n_{\alpha\beta} u_{\alpha}) F_{\beta} = 0. \quad (136)$$

რადგან ეს დამოკიდებულება უნდა იყოს სამართლიანი კვანძური ძალების ნებისმიერი სისტემისათვის, ამ გარდაქმნას, რომელიც აკავშირებს ელემენტის დეფორმაციებს გადაადგილებთან იდეალიზირებულ კონსტრუქციაში, აქვს შემდეგი სახე

$$e_{\beta} = n_{\alpha\beta} u_{\alpha}. \quad (137)$$

ამ ტოლობის გამრავლებით $R_{\xi\delta}$ -ზე მივიღებთ შემდეგ გამოსახულებას განტოლების მარჯვენა მხარესათვის

$$\begin{aligned} R_{\xi\delta} n_{\alpha\beta} u_{\alpha} &= (n_{\alpha\xi} H_{\xi\delta} - B_{\eta\gamma} n_{\alpha\xi} G_{\delta\eta} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta}) u_{\alpha} = \\ &= (n_{\alpha\xi} H_{\xi\delta} - n_{\alpha\xi} H_{\xi\delta}) u_{\alpha} = 0. \end{aligned} \quad (138)$$



ნახ. 2,11,5. ფრთის MST კოლოფისებრი კონსტრუქცია. ზედა შემონაკერი— ეპოქსიდური ბოროპლასტიკი, მაგრდება ჭანჭიკებზე; ქვედა შემონაკერი — ეპოქსიდური გრაფიტოპლასტიკი, მაგრდება დაწებებით; შემაკავშირებელი ტიხარი: ეპოქსიდური გრაფიტოპლასტიკი:

1 — ფრთაუკანის სასაზღვრე ფენის *сдвном* მიერთების ადგილი; 2 — კრონშტეინის მიერთების ადგილი; 3 — ფრთის ფუხელაჟთან მიერთების ადგილი

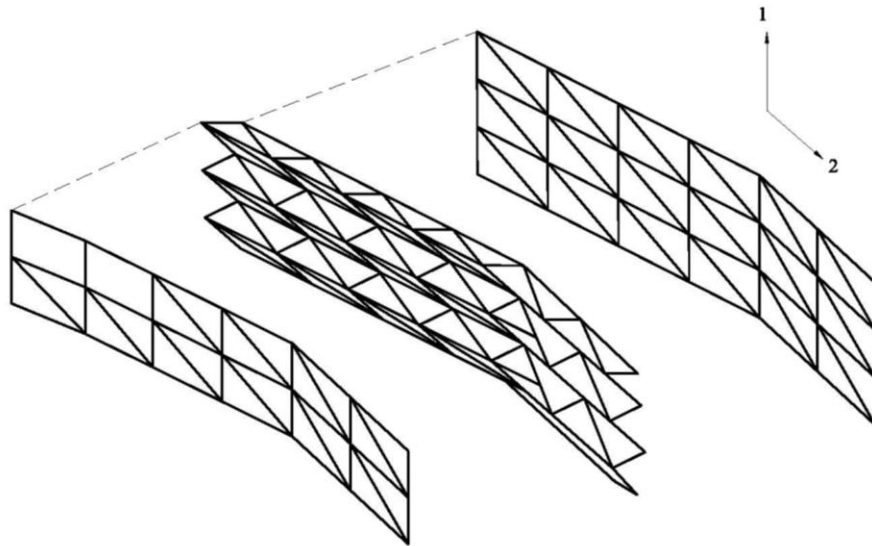
დამყოლობისათვის გამოსახულების (143) გამოყენებით მივიღებთ

$$(H_{\xi\delta} - G_{\xi\eta} B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta}) f_{\xi\theta} F_{\theta} = 0, \quad \theta=1, \dots, M. \quad (139)$$

განტოლებების (94) ჩასმით F_{θ} მაგივრად, მივიღებთ

$$(H_{\xi\delta} - G_{\xi\eta} B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta}) f_{\xi\theta} G_{\theta\rho} B_{\rho\sigma} P_{\sigma} + \\ + (H_{\xi\delta} - G_{\xi\eta} B_{\eta\gamma} n_{\gamma\beta} H_{\beta\delta}) f_{\xi\theta} (H_{\theta\psi} - G_{\theta\rho} B_{\rho\sigma} n_{\sigma\psi} H_{\psi\phi}) F_{\phi}^R = 0. \quad (140)$$

გამოსახულება (150) წარმოადგენს $M - N$ ხაზოვანი ალგებრული განტოლების სისტემა, რომელიც აკავშირებს $M - N$ წრფივი ალგებრული განტოლებების სისტემას, რომელიც აკავშირებს $M - N$ უცნობი ჭარბი ძალებს F_{ϕ}^R . ზედმეტი ძალების მოძიების შემდეგ, კვანძის ძალები შეიძლება განისაზღვროს განტოლებისგან (132). ჭარბი ძალების პოვნის შემდეგ კვანძური ძალები შეიძლება განისაზღვროს განტოლებიდან (132).



ნახ. 2.11.6. კომპოზიტისგან ფრთის სასრულელემენტური მოდელი:

1 - წინა ნაწილი; 2 - ძირა ნაწილი

მოკლე აფრენის და დაფრენის სატრანსპორტო თვითმფრინავის კომპოზიტური ფრთის გაანგარიშება (ნახ. 2.11.5) მოცემულია პარდის და თანაავტორების ნაშრომში. ძაბვები გამოიანგარიშდა ძალთა მეთოდით ელემენტებად დაყოფით, რაც ნაჩვენებია ნახ. 2.11.6-ზე. მხოლოდ მემბრანის ძაბვები და დეფორმაციები იქნა გაიანგარიშებული, ღუნვითი ძაბვები და დეფორმაციები მცირედად იქნა მიღებული და გაანგარიშებაში არ იქნა გათვალისწინებული. სამკუთხა მემბრანულ ელემენტში ნავარაუდებელია წრფივი მემბრანული დაძაბული მდგომარეობა. თითოეული ელემენტი ახასიათდება ცხრა კვანძური ძალით, სიბრტყეზე თითოეული კიდისათვის თავისუფლების ოთხი ხარისხით და სივრცეში თავისუფლების ექვსი ხარისხით. ფრთის შიდა კედლების მექანიკური თვისებები აღწერილი იყო დრეკადობის მოდულით, რომელიც შეცვლილი იყო დგარების იმიტაციისათვის, და ნულოვანი განივი და ძვრის მოდულებით.

კონსტრუქცია იქნა მოდელირებული განხორციელდა 132 სამკუთხა მემბრანული ელემენტებით და 143 ღეროვანი ელემენტებით. ღეროვან ელემენტებს იყენებდნენ დინამიური დატვირთვების გადასაცემად, რომლებიც წარმოიქმნება

მემბრანული ელემენტების კოპლანარობის დარღვევის დროს. ამოცანა მოიცავდა 1903 უცნობ ძალას და 11,676 ჭარბ ძალას. განტოლებაში ინდექსების დიაპაზონი იყო შემდეგნაირი: $\beta = 1, \dots, 1903$; $\alpha = 1227$; $\delta = 1, \dots, 676$.

2.12 დატვირთვები კომპოზიტურ ფილაზე

კომპოზიტი ფილა დატვირთულია 200 კგმ-თ, დატვისრთვის ინტენსიობა არის 0.0001კგმ/მმ²

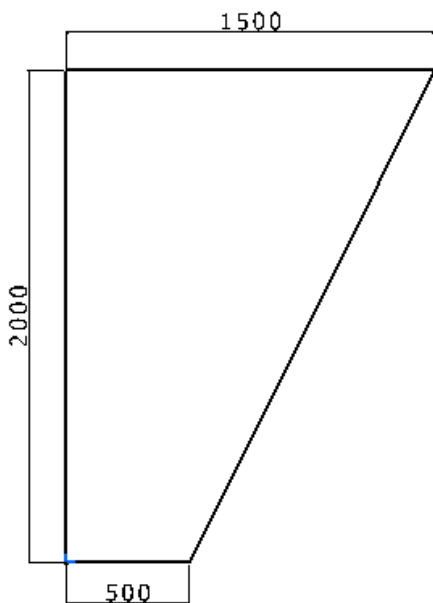
განხილულია ფრთის შემონაკერის ელემენტი რომლის გეომეტრია წარმოადგენს მართკუთხა ტრაპეციას, აღნიშნული ელემენტი მოდელირების თვალსაზრისით ითვლება ერთ-ერთ რთულ ელემენტად რადგანაც დახრილი ფერდი მოდელირდება სამკუთხა სასრული ელემენტით (ნახ. 2.11.4) ხოლო დაბარჩენი ნაწილი მოდელირდება მართკუთხა სასრული ელემენტით (ნახ. 2.11.3) რომელთა კვანძები დაბმულია ერთმანეთთან. ეს გამპირობებულია იმით, რომ მართო ოთკუთხა სასრული ელემენტებით მოდელირება დახრილი ფერდის მიდამოში არაზუსტია, ასევე არაზუსტია მართო სამკუთხა ელემენტებით მოდელირება რადგან ამოსახსნელ განტოლებათა რაოდენობა მკვეთრად მატულობს შესაბამისად ცდომილებაც მატულობს. როგორც ცნობილია ფრთა გამიცდის რთულ დამაბულ დეფორმაციულ მდგომარეობას (გაჭიმვა, კუმშვა და გრეხა) აქედან გამომდინარე ფენოვანი სისტენა შედგება 0, 90, 45 გრადუსიანი დაფენვათა კომბინაციით (ნახ. 2.33) ძირითადად გაჭიმვა კუმშვის დროს აიღება 0, 90 გრადუსიანი დაფენვა, ხოლო გრეხის დროს განიხილება 45 გრადუსიანი დაფენა. ფირფიტა დაყოფილია 245098 სამკუთხა და მართკუთხა სასრულ ელემენტად, მასალის მექანიკური მახასიათებლები იხილეთ ცხრილ 2.12.1 -ში. ფირფიტა დატვირთულია თანაბარგანაწილებული ძალი რომლის ინტენსიობაა 0.0001კგმ/მმ² . თითოეული ფენის სისქე 0.2 მმ-ია. ფირფიტის ჩაღუნვის მნიშვნელობა და დეფორმირებული მდგომარეობა ნაჩვენებია ნახ. 2.34, 2.35. ფენებში ძაბვების მნიშვნელობები და განაწილება ნაჩვენებია ნახ. 2.36-2.45.[2;3]

კომპოზიტი მასალის მექანიკური მახასიათებლები (ცხრილი 2.12.1)

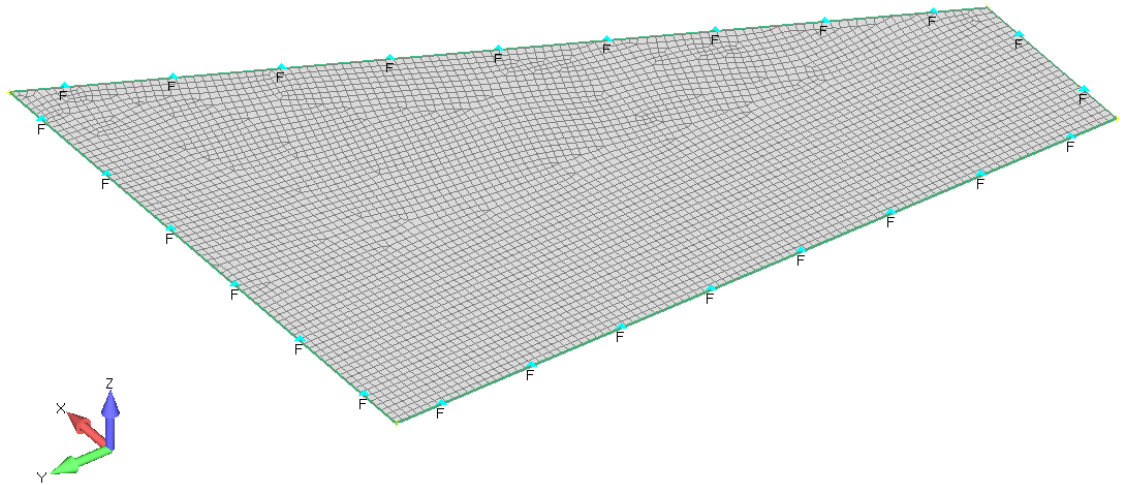
სიმტკიცის ზღვარი გაჭიმვისას 1-ლი მიმართულებით	99.13 კგმ/მმ ²
---	---------------------------

დრეკადობის მოდული გაჭიმვისას 1-ლი მიმართულებით	5737 კგძ/მმ ²
პუასონის კოეფიციენტი 1-ლი მიმართულებით	0.042
სიმტკიცის ზღვარი გაჭიმვისას მე-2 მიმართულებით	79.45 კგძ/მმ ²
დრეკადობის მოდული გაჭიმვისას მე-2 მიმართულებით	5589 კგძ/მმ ²
სიმტკიცის ზღვარი კუმშვისას 1-ლი მიმართულებით	40.78 კგძ/მმ ²
დრეკადობის მოდული კუმშვისას 1-ლი მიმართულებით	5681 კგძ/მმ ²
სიმტკიცის ზღვარი კუმშვისას მე-2 მიმართულებით	43.59 კგძ/მმ ²
დრეკადობის მოდული კუმშვისას მე-2 მიმართულებით	5456 კგძ/მმ ²
სიმტკიცის ზღვარი ჭრისას	7.03 კგძ/მმ ²
ჭრის მოდული	430 კგძ/მმ ²

ფილის გეომეტრიული ზომები

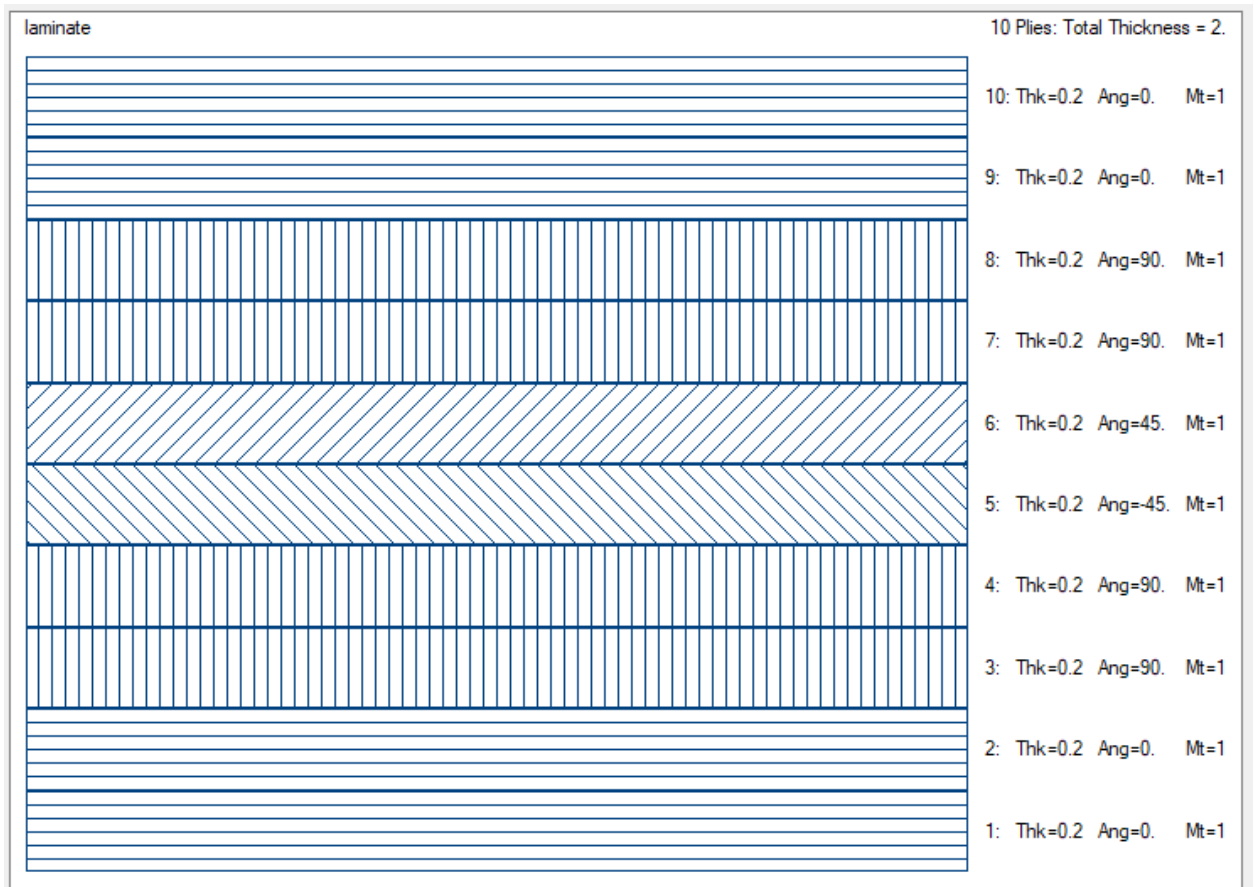


V:1
L:1
C:1

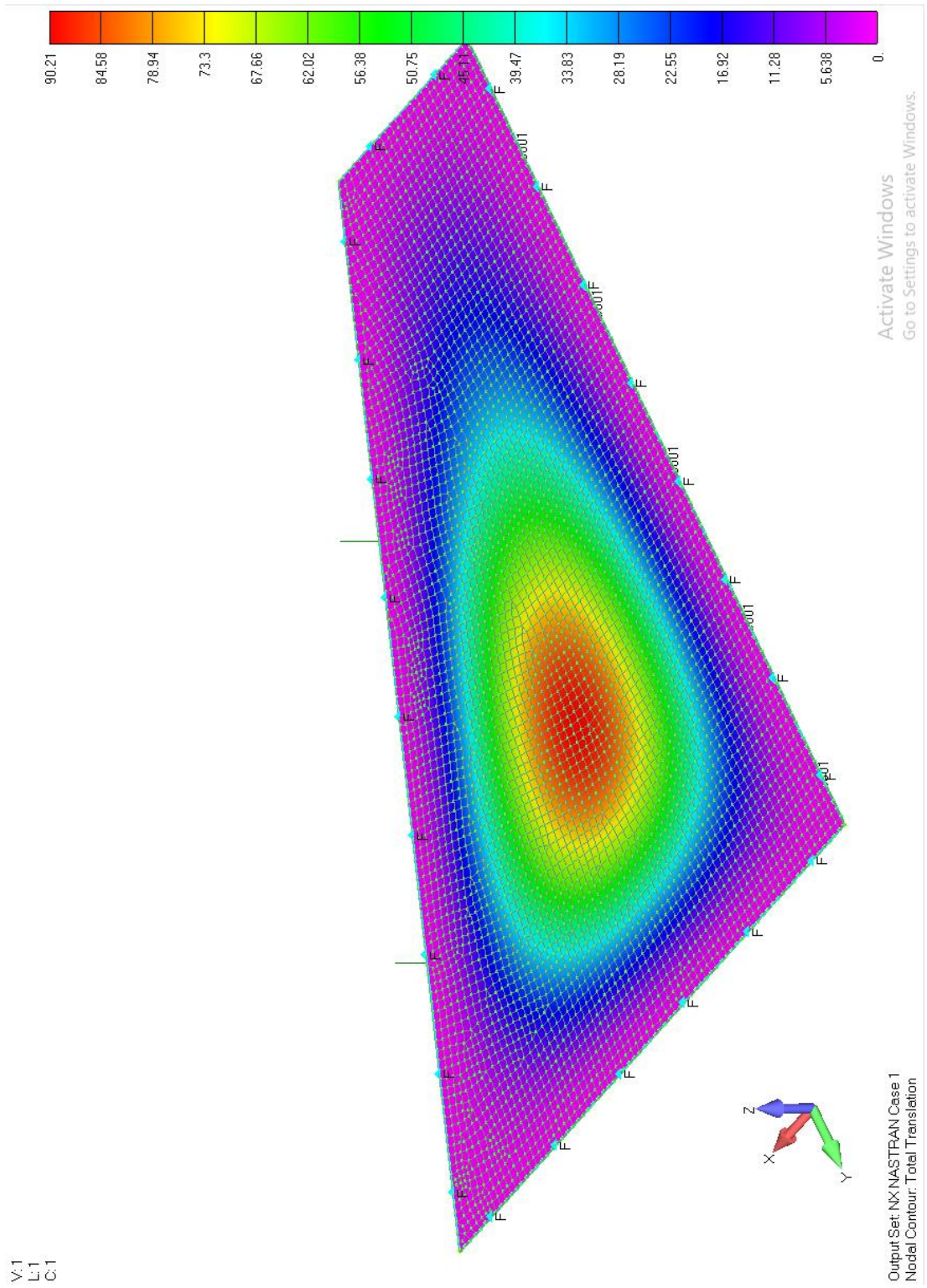


Activate Windows
Go to Settings to activate Windows.

საანგარიშო მოდელი (სასრულ ელემენტთა ბადით) (ფიგურა 2.32)

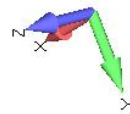
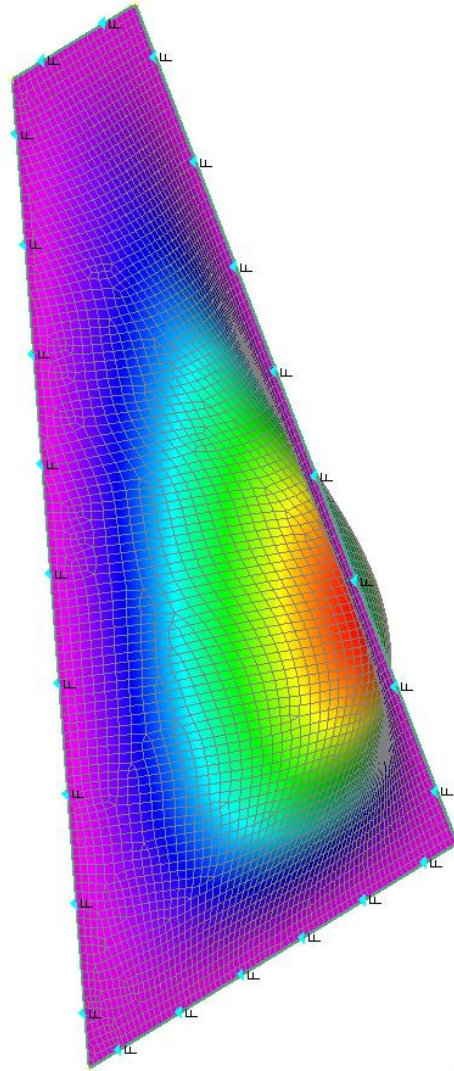
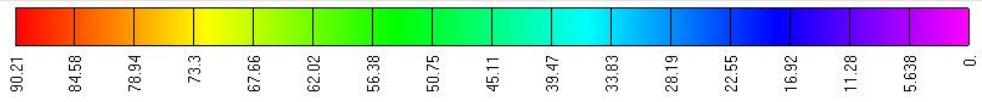


კომპოზიტური მასალის განივი სურათი, თითოეული ფენის კუთხითა და სისქით (ფიგურა 2.33)



ფილის მაქსიმალური დეფორმაცია (90.21მმ) (ფიგურა 2.34)

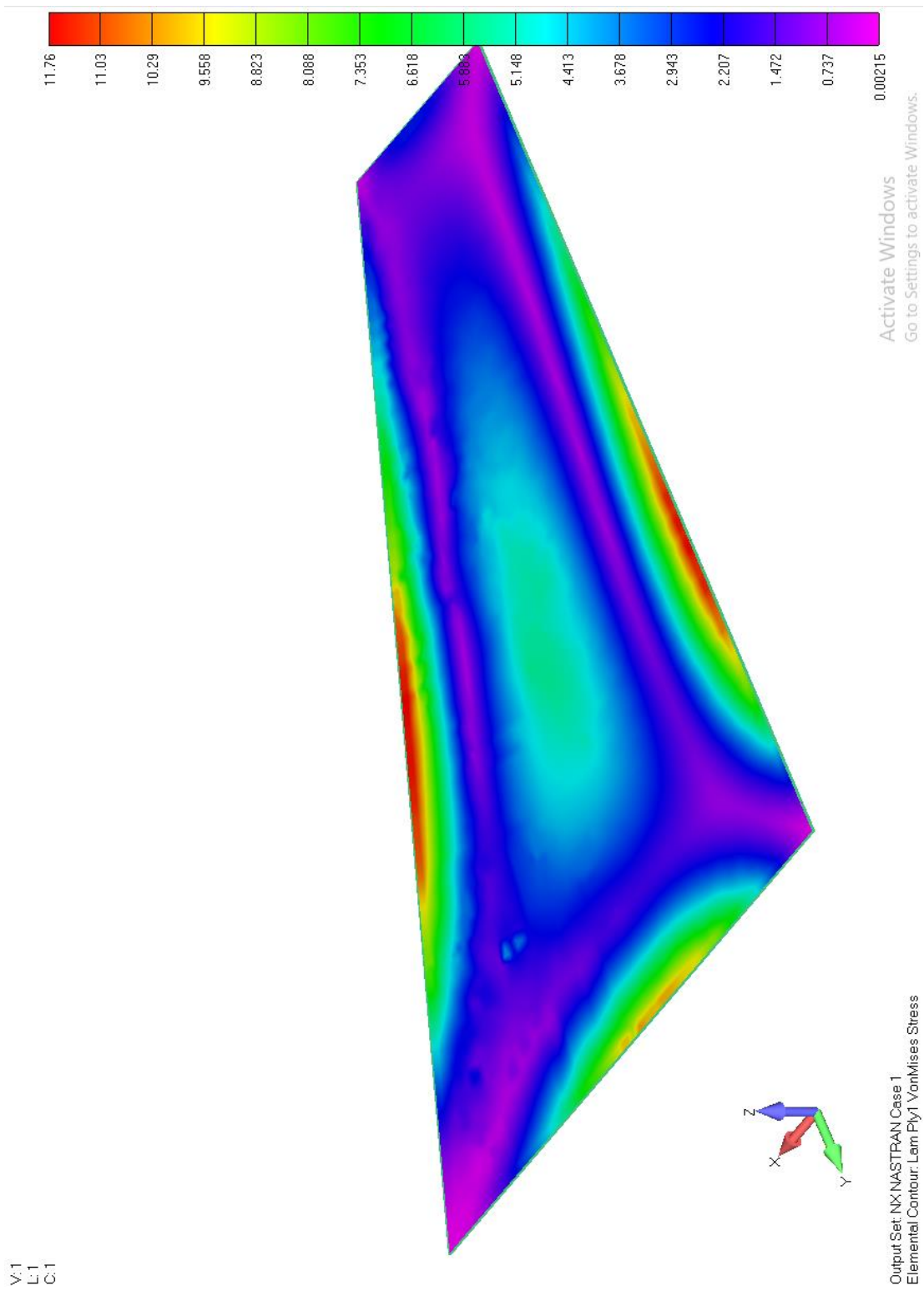
V:1
L:1
C:1



Output Set: NX/NASTRAN Case 1
Deformed(90.21): Total Translation
Nodal/Contour: Total Translation

Activate Windows
Go to Settings to activate Windows.

დეფორმირებული მდგომარეობა (ფიგურა 2.35)

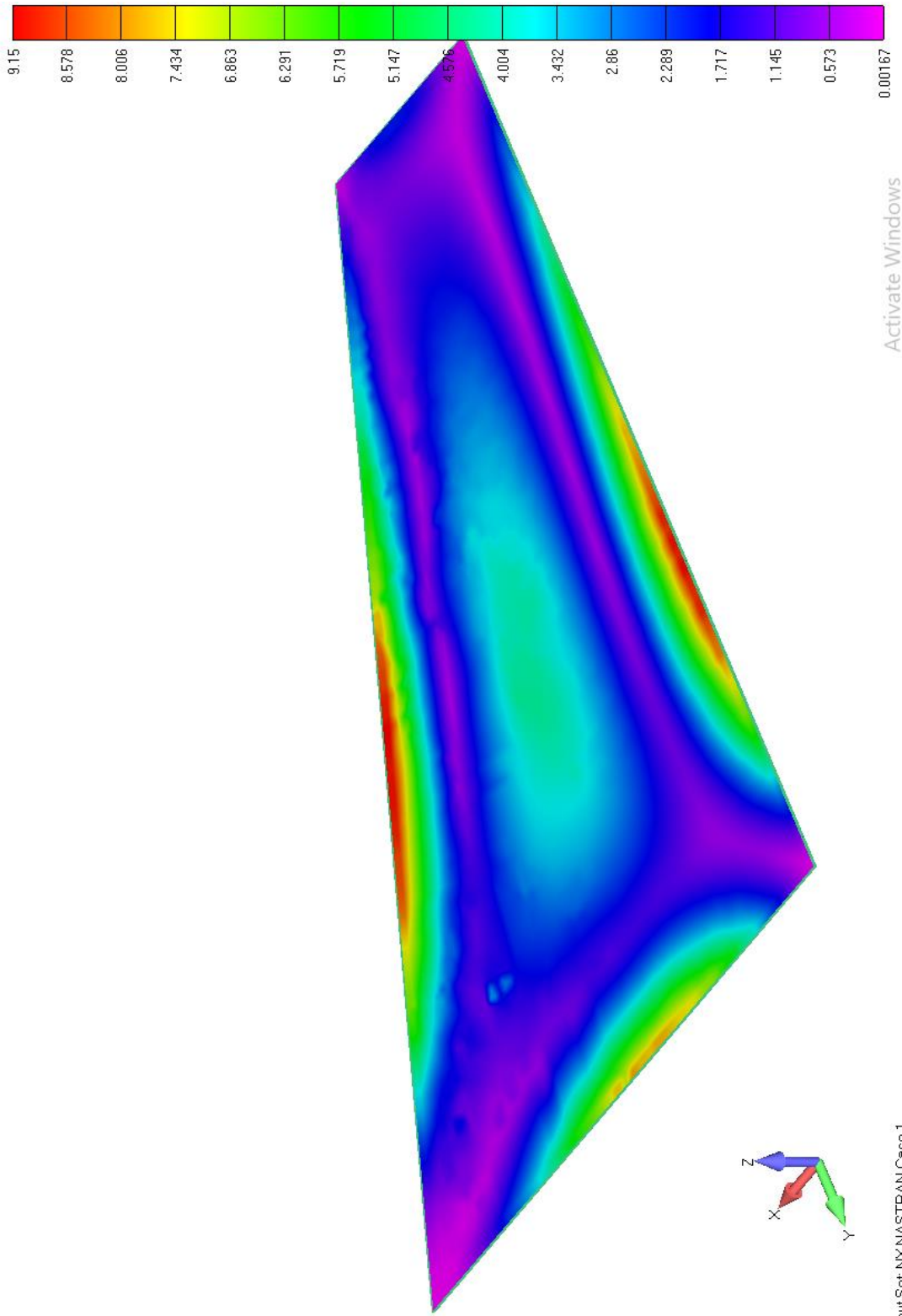


სურათი 2.36

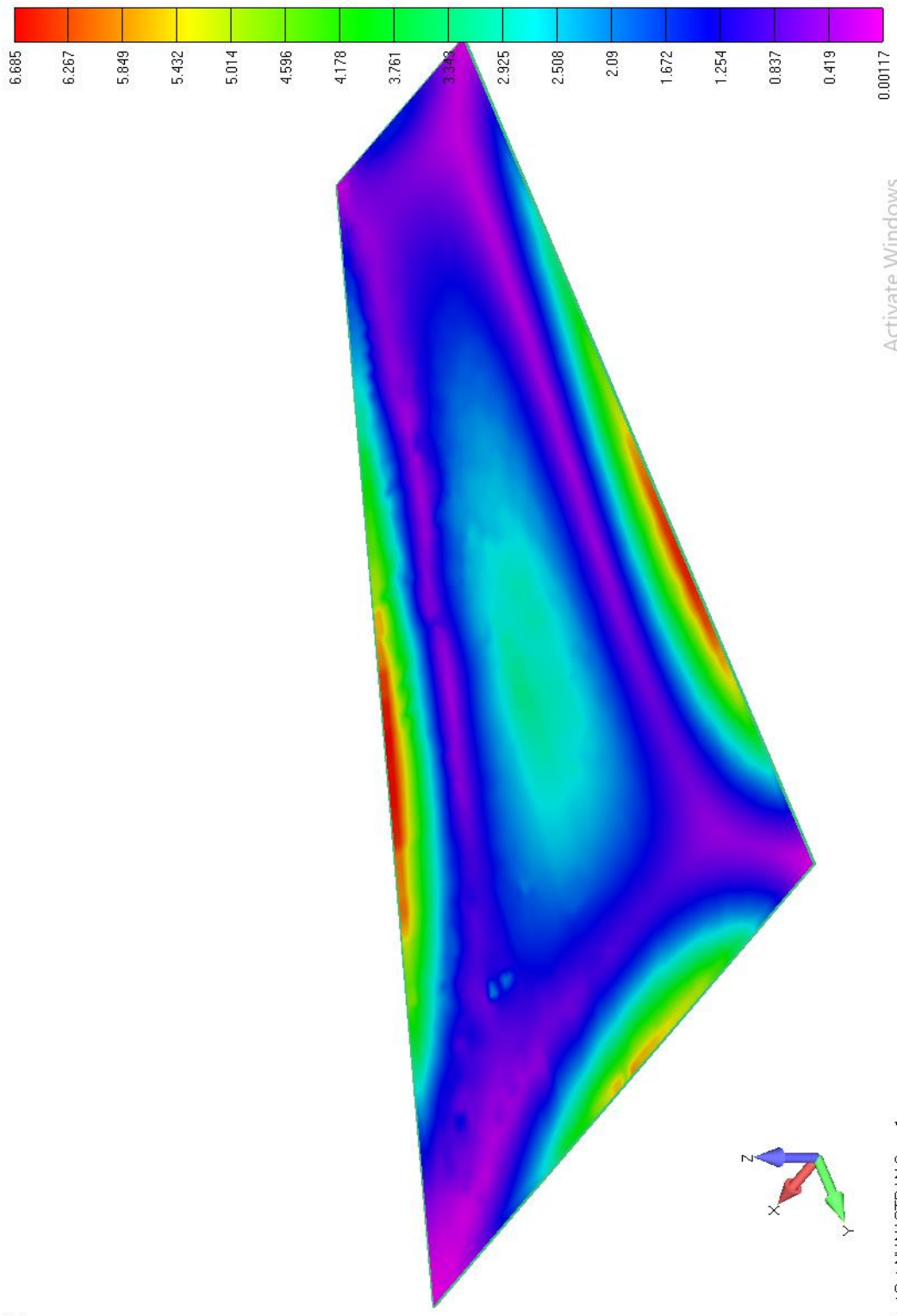
პირველი ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 0°) ძაბვის სურათი (11.76 კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.36)

V:1
L:1
C:1

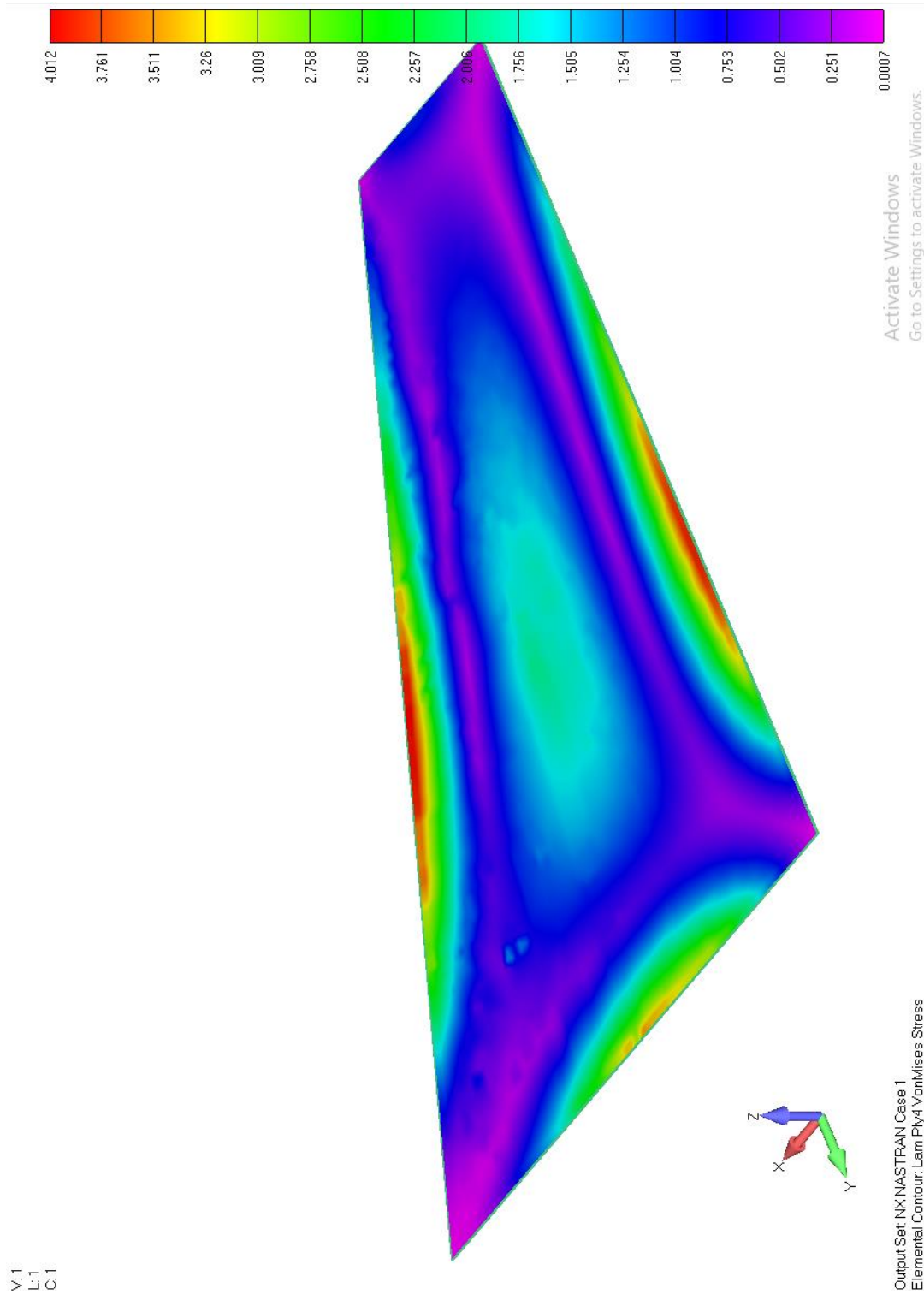
ბეორე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 0°) ძაბვის სურათი (9.15 კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.37)



V:1
L:1
C:1

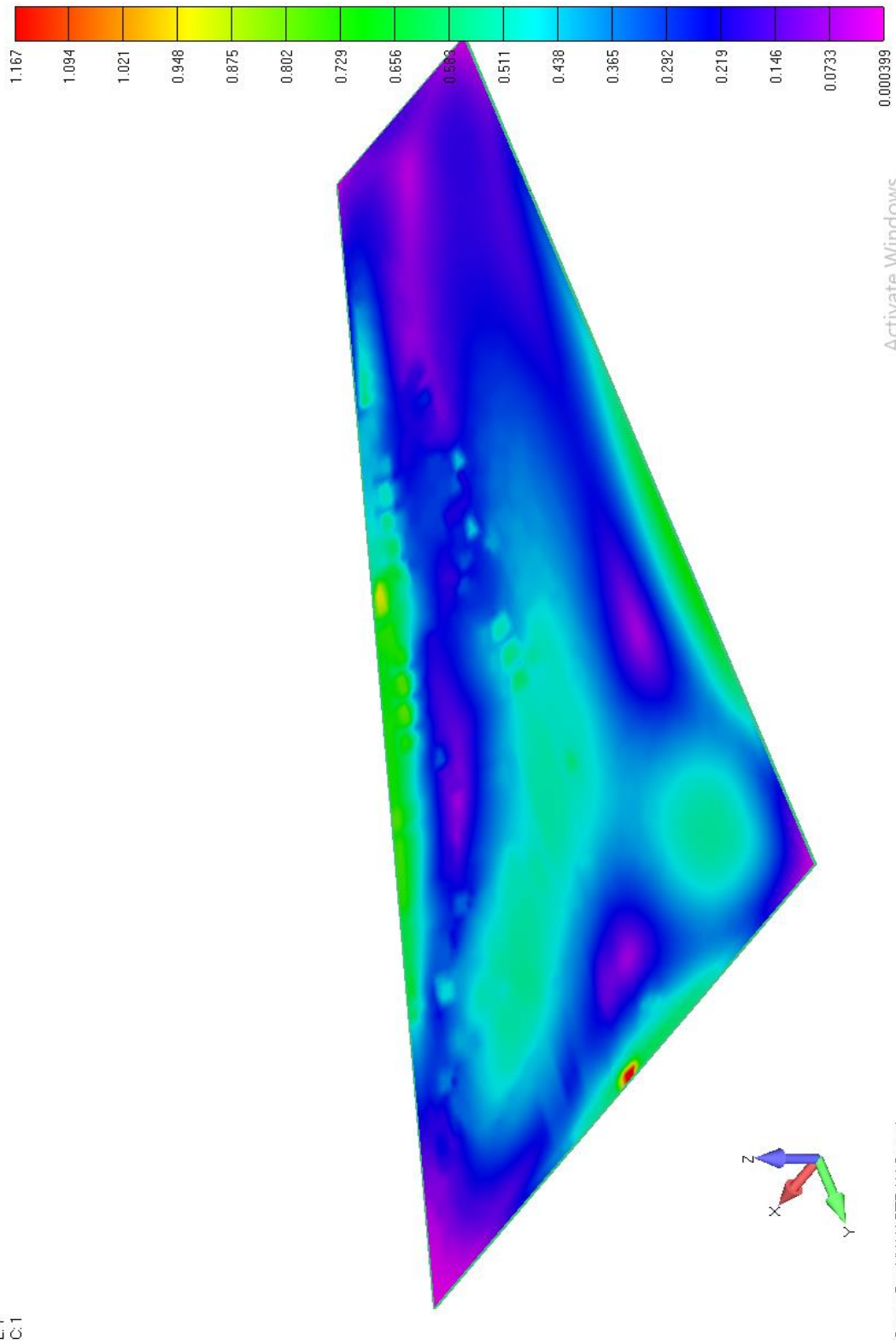


მესამე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 90°) ძაბვის სურათი (6.685 კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.38)

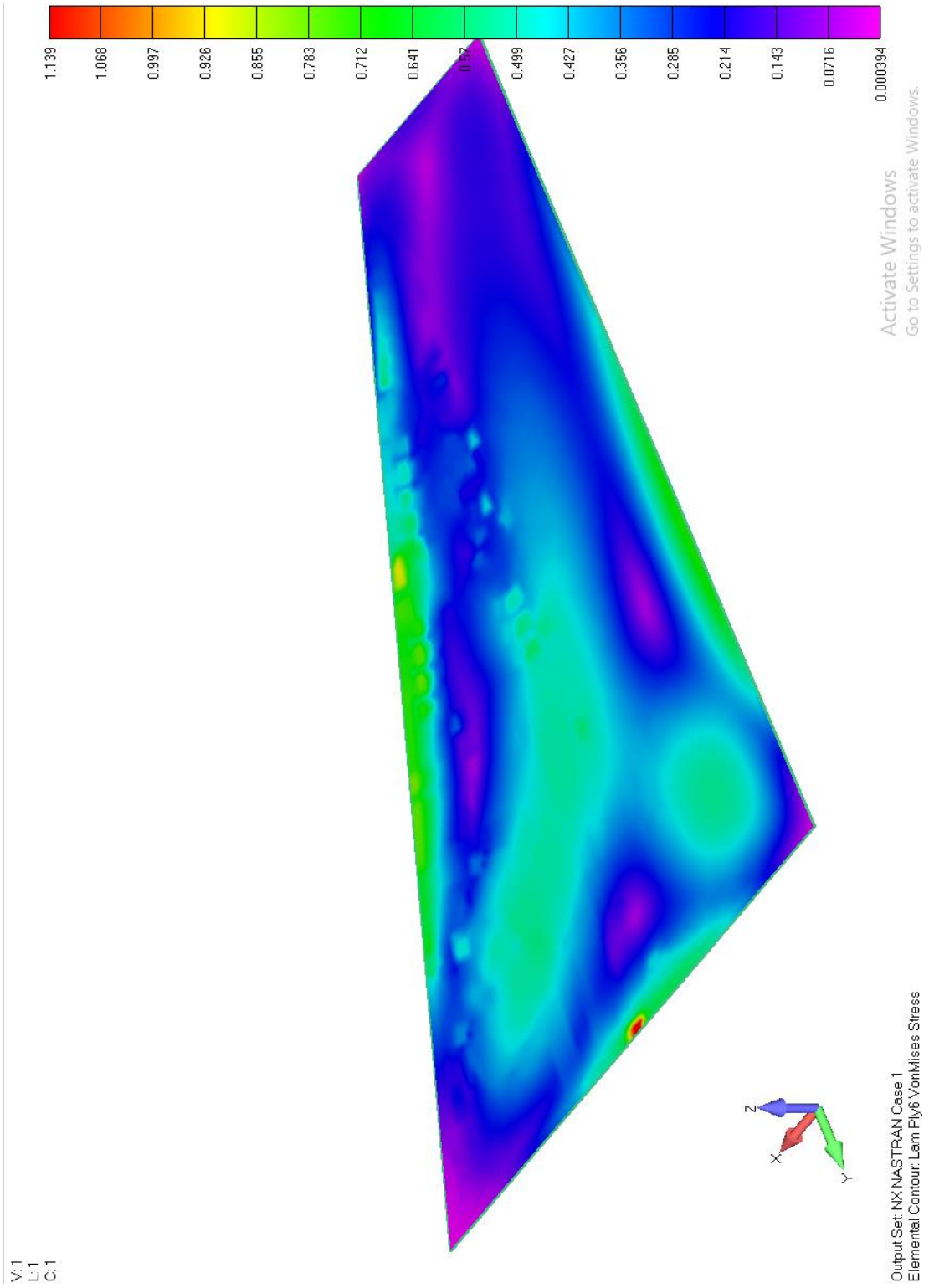


მეოთხე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 90°) ძაბვის სურათი (4.012 კგძ/მ²) (ფიგურა 2.39)

V.1
L.1
C.1

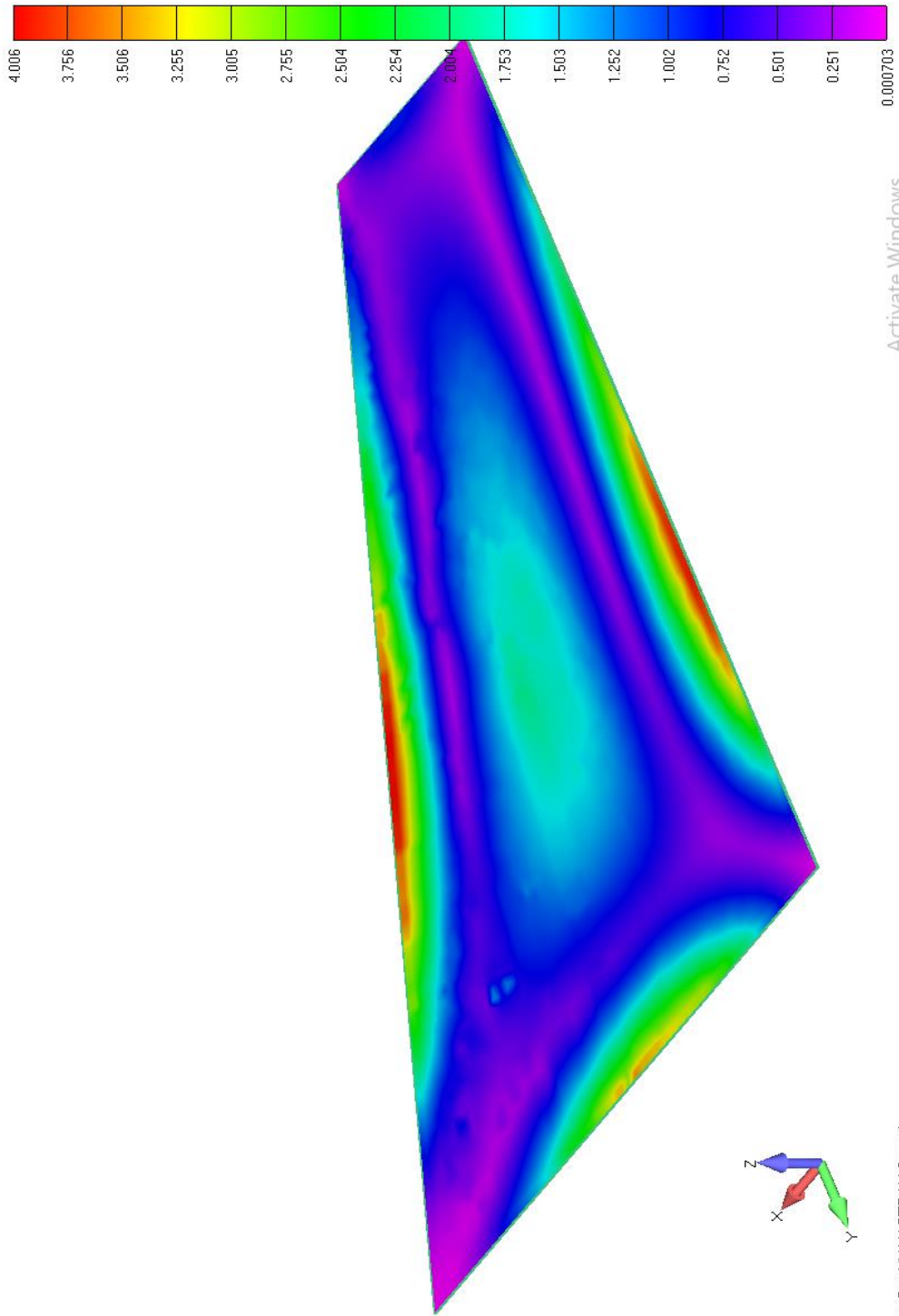


მეხუთე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე -45°) დაბვის სურათი (1.167 კგძ/მ^2) (ფიგურა 2.40)



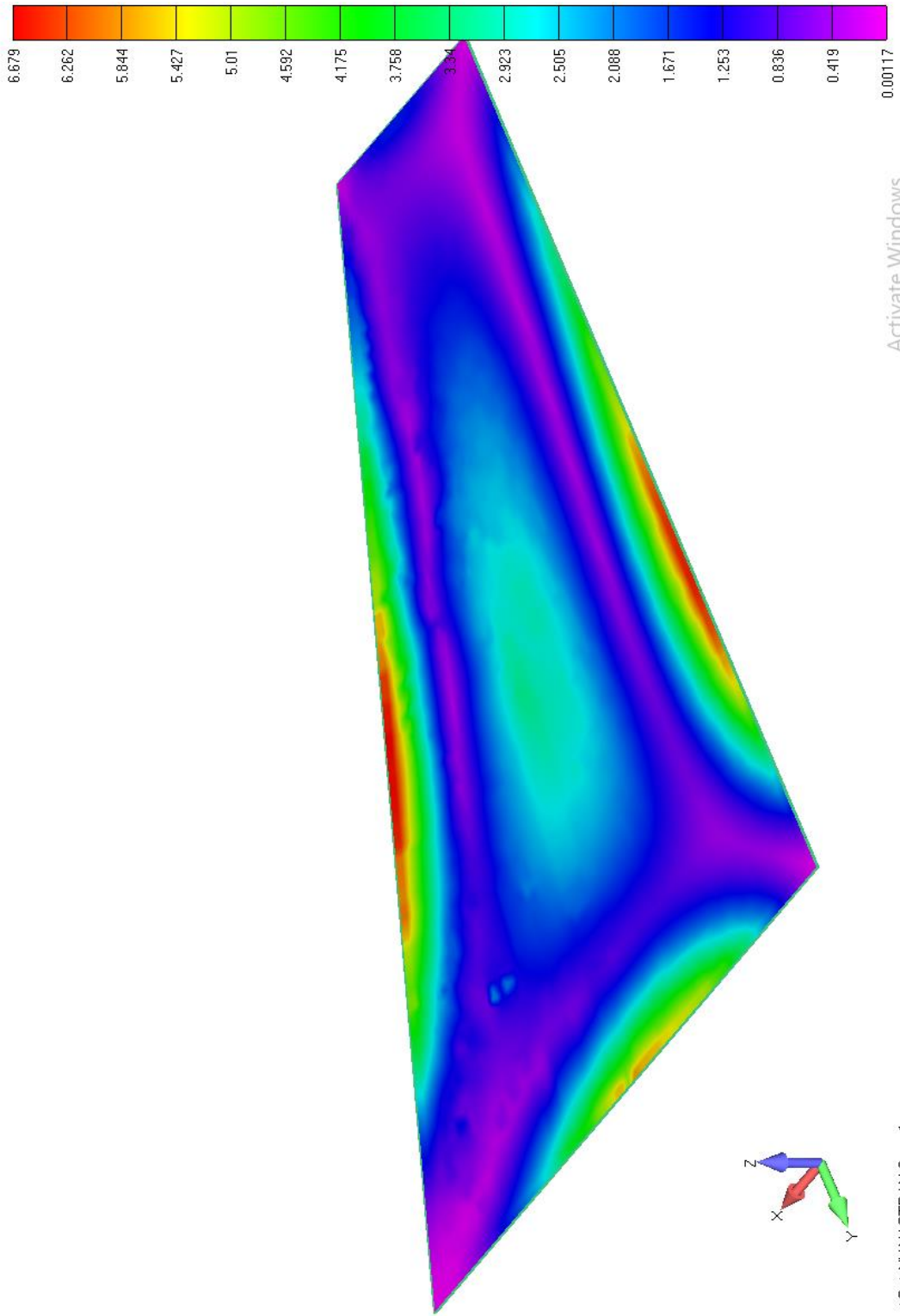
მეექვსე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 45°) ძაბვის სურათი (1.139 კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.41)

V1
E1
E1



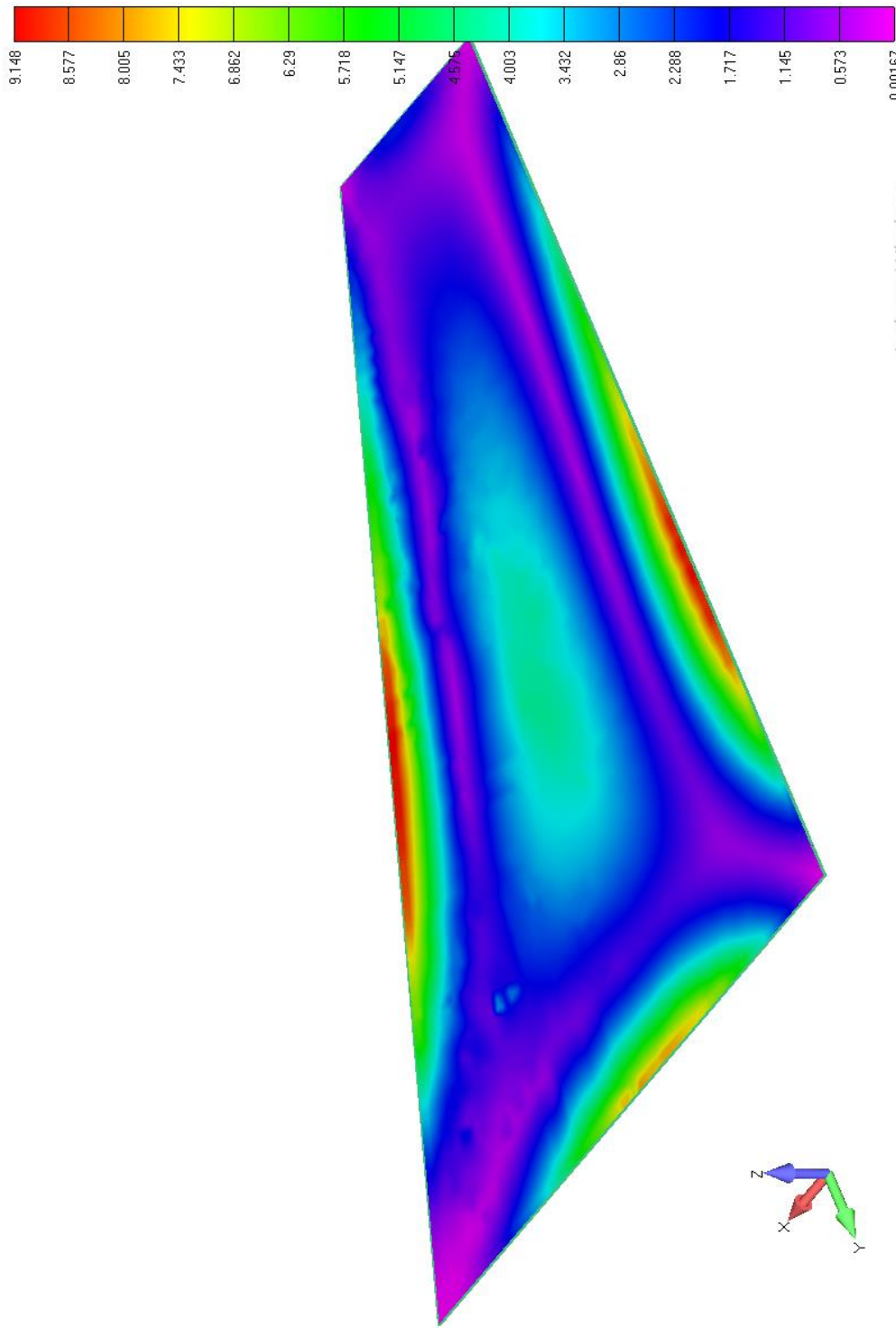
მეზვიდე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 90°) ძაბვის სურათი (4.006 კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.42)

V:1
L:1
C:1



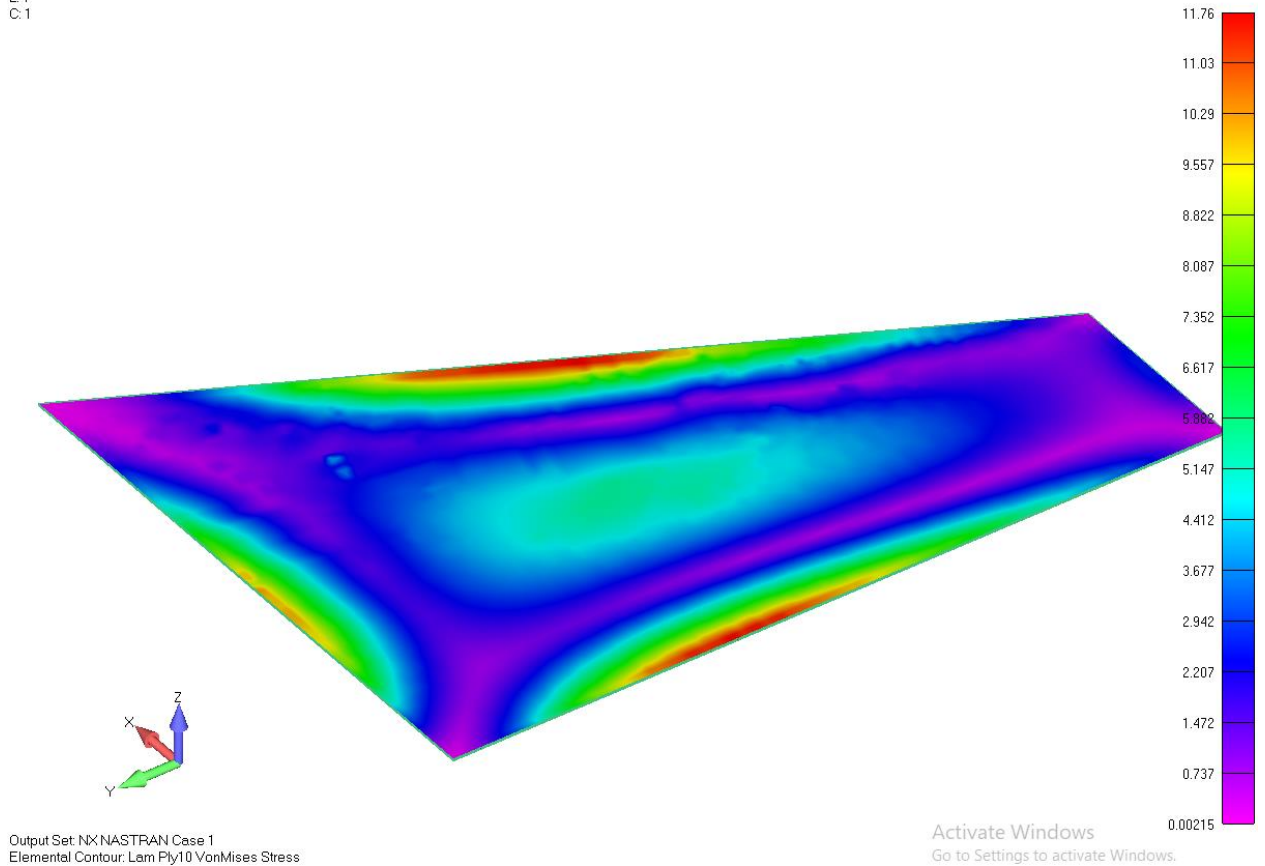
მერვე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 90°) ძაბვის სურათი (6.679 კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.43)

V:1
L:1
C:1



მეცხრე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 0°) ძაბვის სურათი (9.148კგძ/მმ²) (ფიგურა 2.44)

V:1
L:1
C:1



მათე ფენის (სისქე 0.2 მმ კუთხე 0°) ძაბვის სურათი (11.76 კგ/მ^2) (ფიგურა 2.45)

2.13 მეორე თავის დასკვნები

გადმოცემულია პოლიმერული მატრიცის სტრუქტურულ თვისებებს, კონცენტრირებული ნახშირბადოვან ბოჭკოების გაძლიერებულ შემადგენელ ნაწილებს, რომელიც ფართოდ გამოიყენება ავიაკოსმოსურ ხომალდების კორპუსებში.

ნახშირბადოვან ბოჭკოს განხილვა იწყება მატრიცებიდან, ბოჭკოების და მისი წარმოების მეთოდების ნაწილებამდე. შემდეგ უკვე რამოდენიმე ნახშირბადის ბოჭკოების განხილვა მოდის ძირითადად სპეციფიკური მექანიკური თვისებები და მათი გავლენა პრაქტიკულ წონის და ფასის დაზოგვაზე. დარტყმითი დაზიანება, შემოწმება და დაზიანების შეკეთება.

სრული სექცია წარმოდგენილია ნახშირბადის ბოჭკოს უსაფრთხოების და დაზიანების დაშვებებზე. შემდეგი სექცია მოიცავს „ძველს“ მაგრამ ამჟამინდელ განვითარებას და შემდეგ მიდის საუბარი სამგანზომილებიან ბოჭკოვან გაძლიერებაზე.

თვითაღდგენა მატრიცებზე. დიდი ყურადღება ეთმობა ნასას და ბონგის სადემონსტრაციო პროგრამას, რომელიც არის დიდი სამგანზომილებიანი ნახშირბადის ბოჭკოს დაწნეხვის ყუთი, რომელიც სიმულირებს ცენტრში არსებულ სტრუქტურაზე, საჰაერო ხომალდისადმი.

ჩატარებული კვლევათა შედეგები საშუალებას იძლევიან გავაკეთოთ შემდეგი დასკვნები:

1. მიღებულია ფირფიტის დამაბულ - დეფორმირებული მდგომარეობა სასაზღვრო ბზარის სხვადასხვა კონფიგურაციის შიგა ბზარებზე, სასაზღვრო ამონაჭერზე, ხვრელებით და ჭრილებით.
2. გადმოცემულია ერთგვაროვანი ფირფიტები მაქსიმალური ხანგამძლეობით. მიღებულია ფირფიტის ხანგამძლეობის ოპტიმიზაცია მოცემული ციკლური დატვირთვით მუშაობისას და ერთჯერადი დატვირთვისას. დასაბუთებულია მიღებული შედეგების გამოყენების გზები დაპროექტებაში.
3. პირველად მიღებულია ახალი მიდგომა მრავალშრიანი ფირფიტის ოპტიმალური დაპროექტებისათვის.
4. შექმნილია მანქანა-დანადგარების კორპუსების ანალიზისათვის პროგრამები: საწყისი ინფორმაციის დამუშავებისა და დამაბულ- დეფორმირებული მდგომარეობის დროს.
5. მოღებულია მანქანა-დანადგარების კორპუსების ანუ შედგენილ კონსტრუქციაზე ინფორმაცია, რომელიც საჭიროა სტატიკურ სიმტკიცეზე კვლევისათვის. ეს ინფორმაცია საწყისი მონაცემების დამუშავების პროგრამების დახმარებით დაიყვანება სტანდარტულ სახეებამდე, რომელიც გამოიყენება მოცემულ ალგორითმებში.

6. გადმოცემულია გაანგარიშების მაგალითები და გაკეთებულია მიღებული შედეგების ანალიზი.

გამოყენებული ლიტერატურა

1. ბლიაძე ს. კაჟკაჟიშვილი ნ. სამკუთხა სასრული ელემენტის სიხისტის მატრიცის შედგენა განივი ძვრის გათვალისწინებით//საქართველოს საავტომობილო -საგზაო ინსტიტუტის შრომების კრებული #2 თბილისი 2005, გვ 138-141.
2. ბლიაძე სეით, ყიფიანი გელა, გოგოლიძე აკაკი, გომაზე რუსუდან. კონსტრუქციების დაღლილობაზე ანალიზი კომპლექსური პროგრამა ANSYS-ის მეშვეობით//პროფესორ გელა ყიფიანის რედაქციით. თბილისი „საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი“, 2017. -332 გვ.
3. ბლიაძედ ს. პერფორირებული ფირფიტის მოდელირება პროგრამული კომპლექს Femap_ში// მოხსენებათა თეზისები. საქართველოს მექანიკოსთა მოხსენებათა თეზისები. საქართველოს მექანიკოსთა კავშირის X ყოველწლიური საერთაშორისო კონფერენცია. 26-28.09.2019. თელავი. გვ. 54
4. ნოზაძე გიორგი. წრფივი დრეკადობის თეორიის ზოგიერთი სასაზღვრო ამოცანის ექვივალენტური წარმოდგენა რამდენიმე შედარებითი მარტივი სასაზღვრო ამოცანის სუპერ პოზიციით//საქართველოს მექანიკოსთა კავშირის V ყოველწლიური კონფერენცია. თბილისი. 2014
5. ნოზაძე გიორგი. მრავალკუთხა ფირფიტების დრეკადობის თეორიის ამოცანის ზღვრული გადასვლის სასაზღვრო პირობების მოდელირება სასრულ ელემენტთა მეთოდის გამოყენებით//საქართველოს მექანიკოსთა კავშირის VI ყოველწლიური კონფერენცია. თბილისი. 2015
6. დუმბაძე ა. კომპიუტერული ტანის მექანიკა//საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი. თბილისი 2015. -292გვ.
7. თოდუა მ, კაჟკაჟიშვილი ნ, შიოშვილი ი. სიხისტის მატრიცის გაანგარიშება კონსტრუქციის დაპროექტების ოპტიმიზაციის ვარიანტი/მეცნიერება და ტექნოლოგიები # 4-6 თბილის, 2002, გვ 53-55.
8. კაჟკაჟიშვილი ნ. ყიფიანი გ. მაღრაძე თ. კომპოზიციური მასალების დაპროექტება რღვევის მექანიკის საფუძველზე. რთული კონსტრუქციების შესაქმნელად.

9. კომახიძე ი, კაჭკაჭიშვილი ნ, გარდაფხაძე მ, თერმოდრეკადობის ამოცანის ამოხსნის მეთოდები ფირფიტისათვის// მეცნიერება და ტექნოლოგიები 1-3 თბილისი, მეცნიერება, 2003 გვ. 30-32
10. კუბლაშვილი მურმან. ბზარების მქონე სხეულების დაძაბულ-დეფორმაციული და რღვევის პროცესის კვლევის მეთოდების დამუშავება სინგულარულ ინტეგრალურ განტოლებად მეთოდის გამოყენებით. სადისერტაციო ნაშრომი ტექნიკის მეცნიერებათა დოქტორის სამეცნიერო ხარისხის მოსაპოვებლად. საქართველოს ტექნიკური უნივერსიტეტი. თბილისი. 2004 წ. 247 გვ.
11. გიორგი ოქროპირიძე. თვითმფრინავის ფრთის შემონაკერის გაანგარიშება მდგრადობაზე და თერმო იზოლაციაზე// მოხსენებითი თეზისები, II საერთაშორისო სიმპოზიუმი სეისმომედეგობა და საინჟინრო სეისმოლოგია. იანვარი 16-17, 2019. თბილისი. საქართველო. გვ. 113-114.
12. გიორგი ოქროპირიძე. ეკოლოგიური კატასტროფების პრევენცია უპილოტო საფრენი აპარატების გამოყენებით//საერთაშორისო სამეცნიერო ჟურნალი „ინტელექტი“. 2016. თბილისი. საქართველო. 87-88 გვ.
13. გიორგი ოქროპირიძე. საფაერო ხომალდის ფრთის შემონაკერის კომპოზიციური მასალის მათემატიკური მოდელი მდგრადობასა და თერმო იზოლაციაზე//საერთაშორისო სამეცნიერო კონფერენცია-„უწყვეტ გარემოთა მექანიკის მონათესავე პრობლემები“ 2019. თბილისი. საქართველო. გვ 167-175.
14. გიორგი ოქროპირიძე. კომპოზიციური მასალების გამოყენება საჰაერო ხომალდებში//საერთაშორისო რეფერირებადი და რეცენზირებადი სამეცნიერო-პრაქტიკული ჟურნალი „მოამბე XXXV“ 2019. თბილისი. გვ 54-58.
15. გიორგი ოქროპირიძე. საფრენ აპარატებში გამოყენებული მრავალფენიანი თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების გაანგარიშება სასრულ

ელემენტთა მეთოდით// საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი-
მოხსენებათა თეზისები. 2017. თბილისი. საქართველო. გვ. 14

16. ყიფიანი გ. ხმელიძე თ. ვერულაშვილი ფ. კომპოზიტებისაგან შემდგარი ფირფიტების მექანიკა// მოხსენებათა კრებული II საერთაშორისო სიმპოზიუმის „სეისმომედეგობა და საინჟინრო სეისმოლოგია“ თბილისი. 2019, 61-69 გვ.
17. Agarwal B. D., Broutman L. J. Analysis and Performance of Fiber Composites.— New York: John Wiley and Sons, 1980, p. 145—156.
18. Batt.J.R., and Jordan, s. (1972). AFFDL-TR-66-203
19. Bliadze Sofia. Analysis on strengths of Isotopic cusped Beams//Book of abstract of the conference and satellite advanced courses ``on mathematical models of piezoelectric solids and related problems`` 23-26 September 2019. Tbilisi. Georgia. p.p. 7-8
20. Clark G, Saunders DS (1991) Morphology of impact damage growth by fatigue in carbon fiber composite laminates. Mater Forum 15:333–342
21. Crossman F. W., Mauri R. E., Warren W. J. Moisture altered viscoelastic response of graphite-epoxy composites. — In: Advanced Composite Materials-Environmental Effects (STP-658), ed. J. R. Vinson, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1978.
22. Fawcett AJ Jr, Oakes GD (2006) Boeing composite airframe damage tolerance and service experience. In: FAA/Wichita State University composite damage tolerance & maintenance workshop, 19–21 July 2006, Chicago, Illinois, USA
23. Fracture. Ed. by H. Liebowitz. Vol. 7, Fracture of Nonmetals and Composites.— New York: Academic Press, 1972. [Имеется перевод: Разрушение, ред. Г. Либовиц, т. 7, Разрушение неметаллов и композитных материалов. Часть 1. Неорганические материалы. — 634 с. Часть 2. Органические материалы. — 470 с. Пер. с англ./Под ред. Ю. Н. Работ- нова. — Москва: Мир, 1976.
24. Fraeijs de Veubeke, B. M., and Sanders, G(1968). Int. J.Solids Struct 4. 447-468

25. Fraeijs de Veubeke, B. M., In ``Stress Analysis, chapter 9, pp. 145-197. Wiley, New York.
26. Fualdes C, Thévenin R (2006) Composites @ airbus damage tolerance methodology. FAA/Wichita State University composite damage tolerance & maintenance workshop, 19–21 July 2006, Chicago, Illinois, USA
27. Halpin JC, Kim H (2007) Managing impact risk for composite structures: unifying durability and damage tolerance perspective. FAA/EASA/Industry composite damage tolerance and maintenance workshop, 7–11 May 2007, Amsterdam, the Netherlands
28. Halpin JC, Kim H (2009) Managing damage threats for composite structures: unifying durability and damage tolerance perspective. In: 3rd FAA/EASA/Industry composite damage tolerance and maintenance workshop, 1–5 June 2009, Tokyo, Japan
29. Hamamoto A., Hyer M. W. Temperature-Curvature Relationship for unsymmetric Graphite-Epoxy Laminates. — Center for Composite Materials University, Blacksburg, VA, 1985.
30. Herakovich C. T., Davis J. G., Jr., Millis J. S. Thermal microcracking in celion 6000/PMR-15 graphite-polyimide. — In: Thermal Stresses in Severe Environment, eds. D. P. H. Flasselman and R. A. Heller. — New York: Plenum Publishing Press, 1980, p. 649—665.
31. Hyer M. W. — J. Composite Materials, 1981, 15, p. 173.
32. Hyer M. W. — J. Composite Materials, 1981, 15, p. 296.
33. Hyer M. W. — J. Composite Materials, 1982, 16, p. 318.
34. McCormick, C.W. (1970) NASA SP-222.
35. Mikkelson, P.T. (1969) Amer. Soc. Civil Eng. Nashville, Tennessee.
36. Pickard, J. (1968) AFFDL-TR-66-203
37. Przemieniecki, J.S. (1968). ``Theory of Matrix Structural Analysis``. McGraw-Hill, New York
38. Przemieniecki, J.S. and Berke, LAFFDL-TR-64-18

39. Ilcewicz L (2006) Composite damage tolerance and maintenance safety issues. In: FAA/Wichita State University composite damage tolerance & maintenance workshop, 19–21 July 2006, Chicago, Illinois, USA
40. Ilcewicz L (2009) Updates to AC 20-107B ‘Composite Aircraft Structure’. In: 3rd FAA/EASA/Industry composite damage tolerance and maintenance workshop, 1–5 June 2009, Tokyo, Japan
41. Jones R. M. Mechanics of Composites Materials. — New York: McGraw Hill Book, 1975, p. 147— 156.
42. Revaz Kakhidze, David Kipiani, Giorgi Okropiridze, Fatima Verulashvili. Numerical Research of Thin-Walled Structures//X International Conference of the Georgian Mathematical Union. 2-6. September. 2019. Batumi. Georgia. p.p.119.
43. Gela Kipiani, Gegi aptsiauri, Leri Zambakhidze, Zviad churchelauri, Akaki paresishvili, Giorgi Okropiridze. Stability of thin-walled spatial systems with discontinuous parameters// Contemporary Problems in Architecture and contraction. 2016 Yerevan. Armenia. P.p 171-173.
44. Gela Kipiani, Bidzina Abesadze and Giorgi Okropiridze. Principles of analysis of thinwalled spatial systems with discontinuous parameters// Abstrtact Book. International Conference on Differential & Difference Equations and Applications. July 1-5, 2019. Lisboa, Portugal. p.p.81-82.
45. Gela Kipiani, Bidzina Abesadze, Giorgi Okropiridze, Vahza sulashvili. ANALYSIS OF LAMELLAR STRUCTURES WITH RIBS DUE FINITE ELEMENTS METHOD// 16th international Conference Modeling in Mechanics. 24-25. May. 2018. Ostrava-Poruba, Czech Republic. p.p. 1-2
46. G.kipiani, G.Okropiridze, A.Paresishvili. Non-linear deformation of reinforced with ribs plates// Air transport. Tbilisi. 2016. p.p 17-22.
47. Gela Kipiani, Giorgi Okropiridze, Vazha Suishvili. Shells of resolution and near to them// Contemporary Problems in Architecture and contraction. September 13-18, 2017 Batumi. Georgia. p. 100
48. G.kipiani, G.Okropiridze, V. Sulashvili. Analysis of Plates that are reinforced by thin curvilinear variable cross-section rods// Air transport. 2017. Tbilisi. p.p 13-19.
49. Gela Kipiani, Revaz kakhidze, Giorgi Okropiridze, F. Verulashvili. ANALYSIS OF

MULTI-SPAN HINGED-CATILEVER AND BEAMS WITH CUTS BUILDING APPLICATION OF GENERALIZED FUNCTIONS// CONFERENCE ``SEISMIC-2018`` 30.06-1.07.2018. Tbilisi. Georgia. p.p 37-38.

50. Lequeu P, Lassince P, Warner T (2007) Aluminum alloy development for the Airbus A380—Part 2. *Adv Mater Processes* 165(7):41–44
51. Lubin., Ed. G. *Handbook of Composites.*— Van Nostrand Reinhold Co., 1982, X. — 786
52. Obratsov I. F. Some problems of composite mechanics. — In: *Mechanics of Composites.* Ed. by I. F. Obratsov and V. V. Vasil'ev. *Advances in: Science and Technology in the USSR.* — Moscow: Mir Publishers, 1982, p. 9—15.
53. Giorgi Okropiridze. THE CALCULATION OF THE STRUCTURAL STRENGTH OF THE CFRP WINGS SKIN OF AIRPLANE// *International Scientific Journal – Problems of mechanics.* 2018. Tbilisi, Georgia. p.p. 87-92.
54. Pagano N. J., Hahn H. T. Evaluations of composite curing stresses.— In: *Composite Materials: Testing and Design, — 4th Conference (STP-617),* ed. J. G. Davis, Jr. — Philadelphia: ASTM, 1977, p. 317—329.
55. Tarnopol'skii Yu. M., Beil' A. I. Problems of the Mechanics of Composite Winding. — In: *Handbook of Composites. Vol. 4.* — Amsterdam: North- Holland, 1983, p. 45—109.
56. Teodosiadis, R. (1970) McDonnell Douglas Corp. Rep. No. MDC-j 0357.
57. Turner, M.J., Clough, R.W., Marthin, H.G. and Topp, L.J.. *J. Aeronaur. Sci.* 805-823.
58. Simitzes G. J. *An Introduction to the Elastic Stability of Structures.*— Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, Inc., 1976, p. 8— 14.
59. Skudra A. M., Bulavs F. Ya. Strength and creep micromechanics. — In: *Mechanics of Composites (cm. [6],* 1982, p. 77—109).
60. Tsai S. W., Hahn H. T. *Introduction to Composite Materials.* — Westport, CT: Technomic Publ. Co., 1980, p. 217—276.
61. Vogelesang LB (2004) Fibre metal laminates, the development of a new family of hybrid materials. In: Guillaume G (ed) 'ICAF 2003: fatigue of aeronautical

- structures as an engineering challenge, vol I, pp 3–27. Engineering Materials Advisory Services, Warrington, UK
62. Waite S (2014) Composite materials: developing continued airworthiness issues. In: SIASA (Support to the Improvement of Aviation Safety in Africa) workshop on technology evolution—impact on airworthiness, 23–24 Sept 2014, Windhoek, Namibia
63. Waite S (2006) Damage/defect types and inspection—some regulatory concerns. FAA/Wichita State University composite damage tolerance & maintenance workshop, 19–July 2006, Chicago, Illinois, USA
64. Wright GA (1992) An overview of concerns relating to fluid effects on composites. In: The utilization of advanced composites in military aircraft. AGARD Report 785, Advisory Group for Aerospace Research and Development, Neuilly-sur-Seine, France, pp 13-1–13.6
65. Алфутов Н. А., Зиновьев П. А., Попов Б. Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. — Москва: Машиностроение, 1984. — 264 с.
66. Амбарцумян С. А. Специфические особенности теории оболочек из современных материалов. — Изв. АН АрмССР. Сер. Механика, т. XXI, № 4, 1969, с. 3—19.
67. Амбарцумян С. А. Теория анизотропных пластин: Прочность, устойчивость и колебания. 2-е изд., перераб. и доп. — Москва: Наука, 1987. — 360 с.
68. Баренблатт Г. И. Подобие, автомодельность, промежуточная асимптотика. Изд. 2-е. — Л.: Гидрометиздат, 1982. — 256 с.
69. Бидерман В. Л. Упругость и прочность анизотропных стеклопластиков.— В кн.: Расчеты на прочность, вып. 11. — Москва: Машиностроение, 1965, с. 3—20.
70. Богданович А. Е. Нелинейные задачи динамики цилиндрических композитных оболочек. — Рига: Зинатне, 1987. — 295 с.

71. Благонядежин В. Л., Воронцов А. И., Мурзаханов Г. Х. Технологические задачи механики конструкций из композитных материалов. — Механика композитных материалов, 1987, с. 859—878.
72. Болотин В. В. Влияние технологических факторов на механическую надежность конструкций из композитов. — Механика полимеров, 1972, № 3, с. 529—540.
73. Болотин В. В., Новичков Ю. Н. Механика многослойных конструкций.— Москва: Машиностроение, 1980. — 375 с.
74. Болотин В. В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. — Москва: Машиностроение, 1984. — 312 с.
75. Ванин Г. А. (Ван Фо Фы Г. А.). Конструкции из армированных пластмасс.— Киев: Техника, 1971. — 220 с.
76. Ванин Г. А. Микромеханика композиционных материалов. — Киев: Наукова думка, 1985. — 304 с.
77. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов.— Москва: Машиностроение, 1988. — 272 с.
78. Васильев В. В., Добряков А. А., Дудченко А. А. и др. Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов. Под ред. В. В. Васильева. — Москва: МАИ, 1985. — 218 с.
79. Гахов Ф. Д. Краевые задачи.—М. Изд. Физ. Мат. Лит. 1963-639 с.
80. Грушецкий И. В., Дмитриенко И. П., Ермоленко А. Ф. и др. Разрушение конструкций из композитных материалов.— Под ред. В. П. Тамужа и В. Д. Протасова. — Рига: Зинатне, 1986. — 264 с.
81. Гуняев Г, М. Структура и свойства полимерных волокнистых композитов.— Москва: Химия, 1981. — 232 с.
82. Кристенсен Р. М. Введение в механику композитов. Пер. с англ. под. ред. Ю. М. Тарнопольского. — МОСКВА: Мир, 1982. — 334 с.

83. Кублашвили М. Д. Численное решение задачи тонкого профиля с помощью сингулярного интегрального уравнения // Проблемы прикладной механики. №2 (11) 2003.-с. 119-122.
84. Куксенко В. П., Тамуж В. П. Микромеханика разрушения полимерных материалов. — Рига: Зинатне, 1978. — 294 с.
85. Лехницкий С. Г. Анизотропные пластинки. — Москва: Физматгиз, 1957.— 463 с.; Теория упругости анизотропного тела. 2-е изд. — Москва: Наука, 1977.— 416 с.
86. Лифанов И. К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент // М. Тоо/ Янус/ 1995- 504 с.
87. Малмейстер А. К., Тамуж В. П., Тетере Г. А. Сопротивление полимерных и композитных материалов. 3-е изд. — Рига: Зинатне, 1980.— 572 с.
88. Милейко С. Т., Работнов Ю. Н. Механика волокнистых композитов. — Успехи механики, «Advances in Mechanics», 1980, т. 3, вып. 1, с. 3—55. Болотин В. В., Гольденблат И. И., Смирнов А. Ф. Строительная механика. Современное состояние и перспективы развития. 2-е изд. — М.: Стройиздат, 1972.— 191 с.
89. Михайлов Б.К., Кипиани Г.О. Деформированность и устойчивость пространственных пластинчатых систем с разрывными параметрами. Стройиздат СПб, С.-Петербург, 1996. -442 с.
90. Михайлов Б.К., Кипиани Г.О., Москалева В.Г. Основы теории и методы расчета на устойчивость трехслойных пластин с разрезами. «Мецниереба», Тбилиси, 1991. -189 с.
91. Михайлов Б.К., Кипиани Г.О., Москалева В.Г. Основы теории и методы расчета на устойчивость трехслойных пластин с разрезами. «Мецниереба», Тбилиси, 1991. -189 с. М 607 (106)-91
92. Образцов И. Ф., Васильев В. В., Бунаков В. Н. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. — Москва: Машиностроение, 1977.— 144 с.

93. Овчинский А. С. Структурно-имитационное моделирование на ЭВМ процессов разрушения композиционных материалов. — Автореф. дисс. докт. техн. наук. — Институт механики полимеров АН Латв. ССР, Рига. — 32 с.
94. Победря Б. Е. Механика композиционных материалов. — Москва: МГУ, 1984. — 336 с.
95. Портнов Г. Г. Оценка энергоемкости вращающихся тел по интегральной характеристике их напряженного состояния. — Проблемы прочности, 1987, № 2, с. 7—12.
96. Портнов Г. Г., Тарнопольский Ю. М. Энергоемкость вращающихся конструкций из композитов. — Механика композитных материалов, 1986, № 1, с. 65—78.
97. Протасов В. Д. Особенности проектирования и создания изделий из композиционных материалов. — Ж. ВХО им. Д. И. Менделеева, 1978, 23, № 3, с. 289—293.
98. Протасов В. Д. Механика в машиноведении композитных конструкций. — Механика композитных материалов, 1987, с. 490—493.
99. Прочность и разрушение композитных материалов. Труды второго советско-американского симпозиума. Под ред. Дж. К. Си и В. П. Тамужа. — Рига: Зинатне, 1983. — 320 с.
100. Работнов Ю. Н. Механика деформируемого твердого тела. — Москва: Наука, 1979. — 744 с.
101. Работнов Ю. Н. Механика твердых тел и композиционных материалов. — Вестник АН СССР, № 3, 1965, с. 33—38; Механика композитов, Вестник АН СССР, 1979, № 5, с. 50—58.
102. Работнов Ю. Н. Элементы наследственной механики твердого тела. — Москва: Наука, 1977. — 384 с.
103. Работнов Ю. Н., Екельчик В. С. Об одном способе предотвращения трещин при термообработке толстостенных оболочек из стеклопластика. — Механика полимеров, 1972, № 2, с. 1095—1098.

104. Работнов Ю. Н. Ползучесть элементов конструкций. — Москва: Наука, 1966. — 752 с.
105. Разрушение композитных материалов. Труды первого советско-американского симпозиума. Под ред. Дж. К. Си и В. П. Тамужа. — Рига: Зинатне, 1979.— 258 с.
106. Скудра А. М., Булаве Ф. Я. Структурная теория армированных пластиков.—Рига: Зинатне, 1978.— 192 с.; Скудра А. М., Булаве Ф. Я. Прочность армированных пластиков. — Москва: Химия, 1982. — 216 с.
107. Скудра А. М., Булаве Ф. Я., Роценс К. А. Ползучесть и статическая усталость армированных пластиков. — Рига: Зинатне, 1971, —238 с.
108. Суворова Ю. В. Нелинейно-наследственные модели деформирования и разрушения конструкционных материалов. — Автореф. дисс. докт. техн. наук, Москва, ИМАШ, 1979. — 35 с.
109. Тарнопольский Ю. М., Кинцис Т. Я. Методы статических испытаний армированных пластиков. Изд. 3-е. — Москва: Химия, 1981, —272 с.
110. Тарнопольский Ю. М., Скудра А. М. Конструкционная прочность и деформативность стеклопластиков. — Рига: Зинатне, 1966. — 260 с.
111. Тарнопольский Ю. М., Розе А. В. Особенности расчета деталей из армированных пластиков —Рига: Зинатне, 1969.—275 с.
112. Тетере Г. А., Рикарде Р. Б., Нарусберг В. А. Оптимизация оболочек из слоистых композитов. — Рига: Зинатне, 1978. — 240 с.
113. Томашевский В. Т. О задачах механики в технологии композитных материалов.—Механика композитных материалов, 1982, № 3, с. 486— 503.
114. Феодосьев В. И. Десять лекций-бесед по сопротивлению материалов.— Москва: Наука, 1969. — 176 с.
115. Черевацкий С. Б., Ромашов Ю. П. Исследование оболочек вращения, образованных одним семейством нитей. — В кн.: Прочность и динамика авиационных двигателей, вып. 4. — Москва: Машиностроение, 1966, с. 5—19.

116. Жигун И. Г., Поляков В. А. Свойства пространственно-армированных пластиков. — Рига: Зинатне, 1978.— 215 с.; Тарнопольский Ю. М., Жигун И. Г., Поляков В. А. Пространственно-армированные композиционные материалы. — Москва: Машиностроение, 1987. — 214 с.