



საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი

ხელნაწერის უფლებით

ბიძინა აბესაძე

საფრენი აპარატების კომპოზიტური შემონაკერების  
სიმტკიცეზე ანგარიშის მეთოდების შედარებითი ანალიზი

დოქტორის აკადემიური ხარისხის მოსაპოვებლად  
წარმოდგენილი დისერტაციის

ავტორეფერატი

სადოქტორო პროგრამა: „საფრენი აპარატების დაპროექტება“

შიფრი - 0715

თბილისი  
2019 წელი

ნაშრომი შესრულებულია საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის საინჟინრო ფაკულტეტზე.

კვლევა განხორციელდა შოთა რუსთაველის ეროვნული სამეცნიერო ფონდის ფინანსური მხარდაჭერით [PHDF-18-3521].

**სამეცნიერო ხელმძღვანელი: გელა ყიფიანი**

საქართველოს მეცნიერებისა და ტექნიკის დარგის სახელმწიფო პრემიის ლაურეატი, ტექნიკის მეცნიერებათა დოქტორი, პროფესორი.

**რეცენზენტები: აკაკი დუმბაძე**

საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის საინჟინრო ფაკულტეტის პროფესორი, ტექნიკურ მეცნიერებათა დოქტორი.

**ნოდარ მარდალავიშვილი**

აკაკი წერეთლის სახელმწიფო უნივერსიტეტის საინჟინრო-ტექნიკური ფაკულტეტის ასოცირებული პროფესორი.

დაცვა შედგება 2019 წლის “\_\_\_” “\_\_\_\_\_”, “\_\_\_” საათზე, საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის სადისერტაციო საბჭოს სხდომაზე, სსუ-ს I კორპუსი, საკონფერენციო დარბაზი.

მისამართი: 0103, თბილისი, ქეთევან წამებულის გამზ. №16.

დისერტაციის გაცნობა შეიძლება: საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის ბიბლიოთეკაში.

ავტორეფერატის - უნივერსიტეტის ვებგვერდზე [www.ssu.edu.ge](http://www.ssu.edu.ge).

საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის ბიბლიოთეკაში.

სადისერტაციო საბჭოს სწავლული

მდივანი, პროფესორი

ა. აფხაიძე

## ნაშრომის ზოგადი დახასიათება

*თემის აქტუალურობა:* მრავალფენიანი თხელკედლიანი კონსტრუქციები ფართოდ გამოიყენება ავიაშენებლობაში, რაკეტების მშენებლობაში, სატრანსპორტო, ქიმიურ, ენერგეტიკულ, მანქანათმშენებლობასა და ტექნიკის სხვა დარგებში. საფრენ აპარატებში ყოველივე ეს კონსტრუქციების მაღალი სიმტკიცისა და მათი წონის საგრძნობი შემცირების აუცილებლობითაა გამოწვეული. რიგ შემთხვევებში ეს ბგერით, თბო და ვიბროსაიზოლაციო მოთხოვნების უზრუნველყოფითაა განპირობებული. ამ აუცილებელი თავისებურებების ერთობლიობა უზრუნველყოფილია მრავალფენიანი კონსტრუქციების ცალკეული ფენებისთვის სხვადასხვა სახის შემთხვევების გამოყენებით. მზიდი ფენებისთვის გამოიყენება კომპოზიციური მასალები.

მასის პრობლემა მუდმივად ასტიმულირებს საავიაციო ტექნოლოგიების განვითარებას გაუმჯობესებული მასალების მიღების, ახალი კონსტრუქციული კონცეფციის, კონსტრუქციების მუშაობის უფრო მეტად სრულყოფილად გაგების და ანალიზის მიმართულებით.

მასალის შერჩევა და კონსტრუქციის პროექტირება უნდა წარიმართოს არამარტო მექანიკური თვისებების ანალიზის ან კონსტრუქციული ფუნქციის მიხედვით ასევე საექსპლუატაციო მახასიათებლების და ღირებულების აუცილებელი გათვალისწინებით.

საფრენი აპარატების პროექტირება წარმოებს ისე, რომ მოცემული მოთხოვნების დაკმაყოფილების გარდა გარანტირებული იყოს აუცილებელი საფრენოსნო ხარისხი, მოცემული სასარგებლო დატვირთვის, ფრენის სიშორის, კრეისერული სიჩქარის, ფრენის სიმაღლის გათვალისწინებით. თანაბარ პირობებში საუკეთესოა ყველაზე მცირე მასის მქონე კონსტრუქცია. აქედან გამოდის მარტივი დასკვნა, რომ თვითმფრინავი რომელიც დამზადებულია მსუბუქი მასალით, უნდა იყოს ყველაზე ეფექტური. ეს დასკვნა უპირველეს ყოვლისა ეხება კომპოზიციურ მასალებს.

საავიაციო ტექნიკის მიმართულებით, ფართო გამოყენება აქვს ბოჭკოვანი მატრიცა + ებონიტური შემავსებელი ტიპის კომპოზიციურ მასალებს, რაც უპირატესად გამოწვეულია იმით, რომ უშუალოდ ხდება კონკრეტული გეომეტრიული პარამეტრების მქონე (რთული ფორმის ზედაპირები) კონსტრუქციის დამზადება. ლითონებისგან განსხვავებით, აღარ არის საჭირო რაიმე შუალედური, ნახევარ ფაბრიკატის ფორმის ნამზადების არსებობა, რომელთა შემდგომი რთული ტექნოლოგიური დამუშავების გზით მიიღწეოდა სასურველი ფორმის კონსტრუქციის მიღება. გარდა ამისა, საკმაოდ დაბალია მათი ხვედრითი წონა. ასევე შესაძლებელია დამზადდეს კონკრეტული სიმტკიცის მახასიათებლების მქონე კონსტრუქცია უშუალოდ შემადგენელი ბოჭკოების მასალის, მათი ორიენტაციის, დამზადების ტექნოლოგიის და სხვა შერჩევის გზით.

კომპოზიტი დროის მიხედვით იცვლის თვისებებს, ჩვეულებრივ ტემპერატურაზე ემორჩილება ცოცვადობისა და რელაქსაციის მოვლენებს, რაც მათი ერთ-ერთი ძირითადი უარყოფითი თვისებაა, რომლის გაუთვალისწინებლობა დაუშვებელია, რათა აცილებული იქნას საფრენი აპარატის ექსპლუატაციისას, შესაძლო კატასტროფული შედეგები.

ასეთი ტიპის კომპოზიტების მექანიკური თვისებების აღსაწერად ძირითადად იყენებენ ორ მიდგომას

1) მოდელების თეორია, რომელიც დაფუძნებულია წმინდად დრეკადი და ბლანტი ელემენტებისგან გარკვეული კომბინაციით შემდგარი სისტემების დეფორმაციის ხასიათის გამოკვლევით და კონკრეტულ მასალასთან მისი დაკავშირება ხდება შესაბამისი პარამეტრების შერჩევით.

2) მემკვიდრეობის ანუ ბოლცმანის თეორია, რომლის მიხედვით: დრეკადი ძალები დამოკიდებულია არა მარტო მყისიერად მიღებულ გადაადგილებაზე, არამედ მის შემდგომ განვითარებულ დეფორმაციებზეც, რომლებიც დატვირთვის დროის ზრდასთან ერთად, თანდათანობით მცირდება. ასევე, დროის სხვადასხვა მომენტისთვის მიღებული დეფორმაციების გავლენა შეჯამდება, ანუ გაერთიანდება უშუალო შეკრების გზით. აქაც კონკრეტულ მასალასთან დაკავშირება ხდება შესაბამისი პარამეტრების შერჩევით.

უკანასკნელი შემთხვევა იძლევა ექსპერიმენტთან შეთავსების ფართო შესაძლებლობას და დიდი სიზუსტის შედეგების მიღებას, თუმცა პრაქტიკული გამოყენების თვალსაზრისით დიდ სირთულეებთანაა დაკავშირებული, შესაძლებელია მხოლოდ რიცხვითი ან გაფიკული გამოსახულებების გამოყენება.

რაც შეეხება მოდელების თეორიას, მიღებული შედეგების სიზუსტე, ექსპერმენტთან შეთავსების თვალსაზრისით, მცირედით ნაკლებია, თუმცა გამოყენების მხრივ საკმარისი. მოდელის დეფორმირების აღმწერი განტოლებები უმეტეს შემთხვევაში ამოხსნადია და აქვს ანალიზური ფორმა. ეს კი მნიშვნელოვნად ამარტივებს მისი გამოყენების შესაძლებლობას. დღემდე არსებული მონაცემებით გამოკვლეულია მხოლოდ მოდელების რამდენიმე მარტივი ვარიანტი (მაქსველის, კელვინ-ფოიხტის და მათი განზოგადებული შემთხვევის რამდენიმე ვარიანტი). აღნიშნულის საფუძველზე თემა **უდაოდ აქტუალურია**.

**ნაშრომის მიზანი:** შემუშავდეს ეფექტური მეთოდიკა კომპოზიციური მასალებისგან დამზადებული კონსტრუქციის (აქცენტი გამახვილებულია საავიაციო ტექნიკაში გამოყენებად თხელკედლიან კომპოზიტურ სივრულ კონსტრუქციებზე) მექანიკური თვისებების და პარამეტრების განსაზღვრისთვის. ეს გულისხმობს მათი დეფორმაციის დამახასიათებელი მათემატიკური მოდელის შერჩევას, რომელიც საშუალებას მოგვცემს გაკეთდეს პროგნოზი, მოცემული დატვირთვების პირობებში, ხანგრძლივი დროის მანძილზე დეფორმაციების განვითარების შესახებ. მიღებული შედეგების და სიმტკიცის მოთხოვნების საფუძველზე მოხდება კონსტრუქციის გეომეტრიული პარამეტრების დაზუსტება (ნამზადის სისქის განსაზღვრა).

**მეცნიერული სიახლე:** გადმოცემულია მოდელების თეორიის შემდგომი განვითარების მეთოდოლოგია, მიღებული შედეგების ანალიზი და გამოყენების პერსპექტივები. მთავარ ამოცანას წარმოადგენს მიღებული თეორიული შედეგების, ექსპერიმენტების გზით (ეს იქნება უშუალოდ ფიზიკური თუ რიცხვითი ექსპერიმენტი), რეალური მასალის გამოცდის შედეგებთან შედარება და შეთავსება, მასალის პარამეტრების განსაზღვრა და შესაბამისად მიღებული შედეგების ანალიზის ჩატარება. ასეთი მასალისგან დამზადებული საფრენი აპარატის

თხელკედლიანი კონსტრუქციების (შემონაკერების) სიმტკიცეზე საანგარიშო მეთოდოლოგიის შემუშავება მოდელის თეორიაზე დაყრდნობით, მიღებული შედეგების ანალიზი.

**პრაქტიკული გამოყენების თვალსაზრისით** საფრენ აპარატებში აღნიშნული კომპოზიციური მასალისგან დამზადებული თხელკედლიანი შემონაკერების სიმტკიცეზე ანგარიში, მოდელის თეორიის საფუძველზე. დათვლის პროცედურა მოიცავს, როგორც ანალიზურ, ასევე რიცხვითი მეთოდების გამოყენებას, საუბარია მრავალფენოვანი გარსებისა და ფირფიტების სიმტკიცეზე გაანგარიშების მეთოდის აღწერასა და თხელკედლიან სივრცით კონსტრუქციებში რიცხვითი მეთოდების გამოყენებაზე. ასევე ხდება საფრენ აპარატებში გამოყენებული შემონაკერების სასრულ ელემენტთა მეთოდით ანგარიშის თავისებურებების შესწავლა. დამუშავებული მეთოდი შესაძლოა გამოყენებული იქნას საავიაციო ქარხნების საპროექტო დეპარტამენტებში, სადაც წარმოებს დაბალი და ცვლადი დრეკადობის მოდულის მქონე მასალებისგან შედგენილი თხელკედლიანი კონსტრუქციების დაპროექტება.

**შედეგების უტყუარობა** განპირობებულია ექსპერიმენტული კვლევებით, რომელიც მოიცავს:

1. ბოჭკოვანი კომპოზიციური მასალის სტატიკური გამოცდას ცოცვადობასა და რელაქსაციაზე, მიღებული შედეგების გაანალიზებას, კონკრეტული მოდელის შერჩევას და მისი პარამეტრების განსაზღვრას;
2. საფრენი აპარატის კომპოზიტური შემონაკერის მქონე ფრთისმაგვარი კონსტრუქციის საჭე, ელერონი, ფრთაუკანა ან სხვა კონკრეტული ნიმუშის (შესაძლებლობის მიხედვით) გამოცდის ექსპერიმენტული მონაცემების თეორიულთან შედარებას და ანალიზს. გამოცდა ჩატარდა რიცხვითი მოდელირების საშუალებით.

შედეგების უტყუარობა მტკიცდება აგრეთვე სხვადასხვა ავტორების მიერ მიღებული თეორიული და ექსპერიმენტული მეთოდების დამაკმაყოფილებელი თანდამთხვევით.

**ნაშრომის აპრობაცია:**

**სადისერტაციო ნაშრომის ძირითადი შედეგები მოხსენებული იქნა:**

- საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის სტუდენტთა მე-11 საერთაშორისო სამეცნიერო ტექნიკურ კონფერენციაზე (თბილისი, 2017 წ.);
- საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის სტუდენტთა მე-12 საერთაშორისო სამეცნიერო ტექნიკურ კონფერენციაზე (თბილისი, 2018 წ.);
- მე-9 საერთაშორისო კონფერენციაზე „სტრუქტურული მექანიკა და ტექნოლოგიები“ (ბათუმი, 2018 წ.);
- საერთაშორისო სამეცნიერო კონფერენციაზე „უწყვეტ გარემოთა მექანიკის მონათესავე პრობლემები“ (ქუთაისი, 2018 წ.);
- მე-10 საერთაშორისო კონფერენცია „არქიტექტურისა და მშენებლობის თანამედროვე პრობლემები“ (პეკინი, ჩინეთი, 2018 წ.);
- საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის სტუდენტთა მე-13 საერთაშორისო სამეცნიერო ტექნიკურ კონფერენციაზე (თბილისი, 2019 წ.);
- საქართველოს მათემატიკოსთა კავშირის X საერთაშორისო კონფერენციაზე (ბათუმი, 2019 წ.);
- მე-17 საერთაშორისო კონფერენციაზე „მოდელირება მექანიკაში“ (ოსტრავა, ჩეხეთის რესპუბლიკა, 2019 წ.);
- მე-13 საერთაშორისო სამეცნიერო-პრაქტიკული კონფერენცია “თანამედროვე ინფორმაციული და საკომუნიკაციო ტექნოლოგიები ტრანსპორტში, ინდუსტრიაში და განათლებაში” (დნეპრო, უკრაინა, 2019 წ.).

**გამოქვეყნებული პუბლიკაციები:** დისერტაციის თემაზე გამოქვეყნებულია 6 სამეცნიერო ნაშრომი და 7 მოხსენებათა თეზისი.

**ნაშრომის მოცულობა:** დისერტაცია შედგება შესავლის, მიმოხილვითი თავის, ძირითადი ნაწილის - მეორე და მესამე თავი, დასკვნების, გამოყენებული ლიტერატურისა და დანართისგან. იგი მოიცავს 154 გვერდს და ლიტერატურა არის 98 დასახელების.

## ნაშრომის შინაარსი

პირველ თავში განხილულია არსებული ბიბლიოგრაფიული მასალის მიმოხილვა და ანალიზი.

განხილულია საფრენ აპარატებში გამოყენებული მნიშვნელოვანი კომპოზიტური მასალები, დახასიათებულია მათი შემადგენელი მარმირებელი მასალების თვისებები.

**განხილულია საფრენ აპარატებში კომპოზიტური მასალების გამოყენების მაგალითები:**

მინაპლასტები წარმოადგენს ყველაზე ადრეულ და ავიაციაში ხშირად გამოყენებად კომპოზიტურ მასალას. პირველად მათი გამოყენება მოხდა 40-იან წლებში, საავიაციო სარადარო მოწყობილობების დამზადებისას სამხედრო თვითმფრინავებზე, როცა საჭირო გახდა ისეთი მასალების არსებობა, რომელიც უზრუნველყოფდა აეროდინამიკური წინააღობის შემცირებას და ამავე დროს ექნებოდა დაბალი რადიოსიხშირული გაბნევა. ამ ტიპის ადრეულ კონსტრუქციებში იყენებდნენ მინის ქსოვილებს პოლიეთერული მაკავშირებლებით. თანამედროვე ამრეკლებში იყენებენ არაქსოვილურ შემავსებელზე და ეპოქსიდურ ფისებზე დაფუძნებულ მინაპლასტებს.

ნახ. 1-ზე მოცემულია მინაპლასტისგად დამზადებული თვითმფრინავის დეტალების რამდენიმე მაგალითი.





ნახ. 1 მინაპლასტისგან დამზადებული თვითმფრინავის დეტალები

რაც შეეხება ბორო და ნახშირპლასტებს ისინი თავდაპირველად გამოყენებული იყო სამხედრო აპარატების აგრეგატების დასამზადებლად. ტექნოლოგიების განვითარებასთან ერთად, დღესდღეობით სულ უფრო დიდი რაოდენობით ხდება მათი გამოყენება საავიაციო მრეწველობაში (როგორც სამხედრო, ასევე სამოქალაქო).

საუბარია ასევე კომპოზიტური მასალების სიმტკიცის და სიხისტის მახასიათებლებზე. თანამედროვე თვითმფრინავებს აქვთ პოლუმონოკოკური კონსტრუქცია, რომელიც შედგება ერთმანეთთან კოჭებით (ფერმებით) და სტრინგერებით დაკავშირებული თხელკედლიანი ფურცლებისგან, რათა აღმოფხვრილი იქნას მდგრადობის დაკარგვა. გარე შემონაკერი ან კედელი

წარმოქმნის აგრეგატის (ფიუზელაჟი, ფრთა, სტაბილიზატორი) აეროდინამიკურ კონტურს. სიხისტის ელემენტები მაგრდება შემონაკერის შიდა ზედაპირზე და თავზე იღებს კონცენტრირებულ დატვირთვებს. ეს კონსტრუქცია დიდი ხნის მანძილზე ითვლებოდა აერონავტიკის გამოკვლევის ობიექტად და მნიშვნელოვნად განსხვავდება ჩვეულებრივი კონსტრუქციის აპარატებისაგან.

პერსპექტივები, რაც დაკავშირებულია კომპოზიტური მასალების დამუშავებასა და დანერგვაზე გვავალებს ანგარიშის მეთოდების და ამ მასალებისაგან დამზადებული კონსტრუქციების აუცილებელ შემდგომ განვითარებას. ამ კომპლექსურ საკითხზე მუშაობს კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკა. კომპოზიტების მექანიკის ძირითადი საკითხები განხილულია ი. ობრაზცოვის ნაშრომში.

**ჩატარებულია კომპოზიტების საინჟინრო მექანიკის მიმოხილვა.** 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 (დეტალებისთვის იხ. ვ.ვ. ბოლოტინის და ი.ნ. ნოვიჩკოვის გ.ა. ვანინის, რ.მ. კრისტენსენის, ა.ა. დუმბაძის ცნობილი მონოგრაფიები, ვ.ლ. ბიდერმანის ნაშრომებში). ამ მეთოდს აქვს ანალოგი: წებოვანი ფირფიტების და გარსების განხილვისას მიღებულია სტრინგერების და შპანგოუტების საანგარიშო სქემების დაყვანა კონსტრუქციულად ანიზოტროპულ გარემოში. **კომპოზიტების პრინციპულ მახასიათებელს წარმოადგენს სტრუქტურულ დონეზე დაბრუნების შესაძლებლობა, მაგალითად, სიმტკიცის ამოცანებში.**

ენერგეტიკული პრინციპის შემოღება - გადამწყვეტი წვლილი შეიტანეს ვ.ვ. ბოლოტინის და მისი სკოლის ნაშრომებმა (იქვე დაწვრილებითი ბიბლიოგრაფია) გააღრმავა ინტერესი კარგად დამუშავებულ ანიზოტროპული სხეულის დრეკადობის თეორიის მიმართ. ამ მიმართულებით ნაშრომების უმრავლესობა შეიცავს მითითებებს ს.გ. ლეხნიცკის წიგნებზე, რომელმაც ვ.ვ. ბოლოტინის შენიშვნის მიხედვით გაასწრო თავის დროს.

თანამედროვე კომპოზიტების სპეციფიკური თვისებები არაერთგვაროვნება, ანიზოტროპია, არადრეკადობა მოითხოვს უფრო სპეციალიზებული ხასიათის თეორიების აგების გზების ძიებას, ვიდრე დრეკადობის თეორია და ანიზოტროპული სხეულის რეოლოგიაა, რომლებიც ითვალისწინებენ რეალურ სტრუქტურას. ამ ამოცანის წინაშე მდგარი სირთულეები აშკარაა. ამიტომ აღნიშნული ამოცანისათვის აუცილებელია საინჟინრო მიდგომა. მოდელების 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 არმირებული პლასტიკების სტრუქტურულ თეორიაში.

**ი.ნ. რაბოტნოვმა** მნიშვნელოვანი წვლილი შეიტანა მყიფე მასალების ხანგრძლივი სიმტკიცის თეორიის განვითარებაში. 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 მოღებულია დაზიანებადობის პარამეტრი. აღნიშნული იდეები აღმოჩნდა ნაყოფიერი არმირებული პლასტიკების ცოცვადობის სტრუქტურული თეორიის განვითარებისათვის. განსახილველი პროცესების აღწერისათვის **ა.მ. სკუდრამ** და მისმა თანამშრომლებმა გამოიყენეს **ი.ნ. რაბოტნოვის** მიერ შემოღებული ინტეგრალური ბირთვები და დაზიანებადობის ფუნქცია.

**ა.ა. დუმბაძეს** მონოგრაფიებში გადმოცემული აქვს თეორიული და ექსპერიმენტული კვლევისას მიღებული ორიგინალური შედეგები და მონაცემები, რომლებიც შესრულდა **კ. ზავრიევის** სახელობის სამშენებლო მექანიკისა და სეისმომედეგობის ინსტიტუტის პოლიმერების მექანიკის განყოფილებაში. **ა. დუმბაძის** მიერ გამოქვეყნებული შრომების საფუძველზე.

**ბ.კ. მიხაილოვისა, გ.ო. ყიფიანისა** და მათი მოწაფეების ნაშრომებში გადმოცემულია რეგულარობის დარღვევების მქონე ფენოვანი კომპოზიტებისაგან

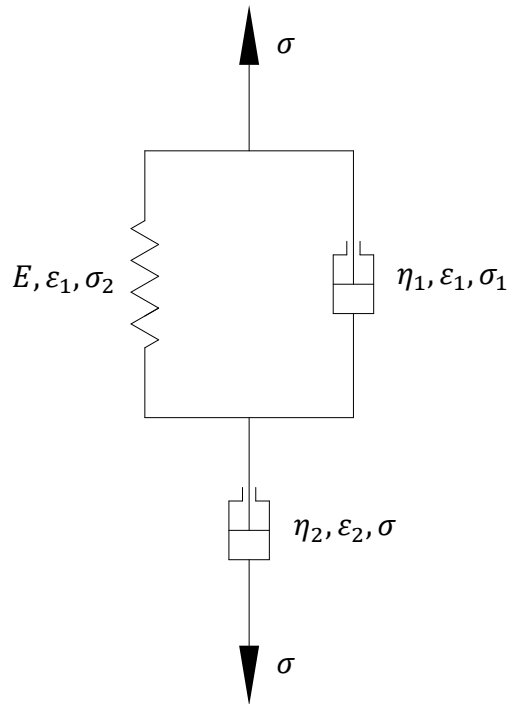
შემდგარი თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების გაანგარიშების ამოცანების ამოხსნების აგება. ასევე მართკუთხა ფორმის სამფენოვანი კომპოზიციური ფირფიტის მდგრადობაზე გაანგარიშების მეთოდები.

**განხილულია ასევე თანამედროვე კომპოზიტების სპეციფიკურობის და არაერთგვაროვნების საკითხები.** ასანიშნავია, რომ როცა არმირებული ბოჭკოს ტრაექტორია და მთავარი ძაბვები არ ემთხვევა ერთმანეთს, არსებითი ხდება მასალის სიბლანტის მახასიათებელი. აქ დიდი როლი შეასრულა ი. რაბოტნოვის შრომებმა. მემკვიდრეობითი ცნების სხეულების მექანიკის სფეროში გამოცემულია ვრცელი მონოგრაფია. საქმე ისაა, რომ პოლიმერული მატრიცები კომპოზიტებს ძლიერ მგრძნობიარეს ხდის ძალების, ტემპერატურის, დამზადების ტექნოლოგიის და ექსპლუატაციის რეჟიმის მიმართ. რიგ შემთხვევებში, (ს.ნ. ბლიაძე, ნ.ვ. მარდალეიშვილი) კომპოზიტების ტექნოლოგიური უპირატესობა, განსაკუთრებით ოპტიმიზაციის ანალიზური მეთოდით გადაწყვეტისას იყო უზომოდ გაზრდილი.

**მეორე თავში განხილულია** საფრენ აპარატებში, კომპოზიტური თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების სიმტკიცეზე გაანგარიშების საკითხები, რომელიც ძირითადად დაფუძნებულია განზოგადებული მოდელების თეორიაზე. განზოგადებული მოდელები მიიღება, შედარებით მარტივ, ბოლცმანის და კელვინ-ფოიხტის მოდელებში დრეკადი და ბლანტი ელემენტების რაოდენობის გაზრდით. განხილულია ორი ბლანტი ელემენტის შემცველი განზოგადებული 3 და 4 ელემენტიანი მოდელების ვარიანტები, შესწავლილია მათი დეფორმაციის ხასიათი, ასევე ძაბვების დროში ცვლილება, მუდმივი დატვირთვის (ცოცვადობა) და მუდმივი დეფორმაციის (რელაქსაცია) პირობებში. დეტალურად, 4 ელემენტიან განზოგადებული მოდელის შემთხვევას აქვს სახე:

*სამ ელემენტიანი განზოგადებული მოდელი ერთი დრეკადი და ორი ბლანტი ელემენტით.*

ნახ. 2-ზე წარმოდგენილია ასეთი განზოგადებული მოდელის ერთ-ერთი ვარიანტი



ნახ. 2 სამ ელემენტარული მოდელის ერთ-ერთი ვარიანტი

მასში შემავალ თითოეულ ელემენტს შევუსაბამოთ შესაბამისი მექანიკური მახასიათებლები: დრეკად ელემენტს დრეკადობის  $E$  მოდული, ხოლო ბლანტ ელემენტებს - სიბლანტის კოეფიციენტები  $\eta_1$  და  $\eta_2$ . ძაბვებისა და დეფორმაციებისთვის უნდა გავითვალისწინოთ შედეგები: თუ ელემენტები შეერთებულია მიმდევრობით, მაშინ მათში აღძრული ძაბვები იქნება ერთნაირი, ხოლო დეფორმაციები სხვადასხვა და პირიქით, თუ ელემენტები შეერთებულია პარალელურად, მათი დეფორმაციის სიდიდე იქნება ერთნაირი, ხოლო აღძრული ძაბვები სხვადასხვა. მიმდევრობითი შეერთების დროს ჯამური დეფორმაცია იქნება თითოეული ელემენტის დეფორმაციის ჯამის და პარალელური შეერთების დროს ჯამური ძაბვა იქნება თითოეულ ელემენტში აღძრული ძაბვების ჯამის.

მიღებული თანაფარდობებიდან უნდა მოვახდინოთ ინდექსიანი პარამეტრების გამორიცხვა, შედეგად მივიღებთ შემდეგ დიფერენციალურ დამოკიდებულებას (რეოლოგიური განტოლება), რომელიც ერთმანეთთან აკავშირებს ჯამურ ძაბვას, ჯამურ დეფორმაციას, მათ დროით წარმოებულებს და დროს:

$$\frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} = \frac{\eta_1 + \eta_2}{\eta_1 \eta_2} \frac{d\sigma}{dt} - \frac{E}{\eta_1} \frac{d\varepsilon}{dt} + \frac{E}{\eta_1 \eta_2} \sigma. \quad (1)$$

ვიდრე გადავიდოდეთ (1) განტოლების ამოხსნის შესაძლებლობების განხილვაზე, მანამდე მოვახდინოთ მისი უფრო კომპაქტურად ჩაწერა აღნიშვნების შემოტანის და ზღვრული შემთხვევების განხილვის გზით. ნელი დეფორმაციის შემთხვევაში, შეგვიძლია (1)-ში მოვახდინოთ წარმოებულების უკუგდება, რადგან ისინი განსაზღვრავს დეფორმაციის და ძაბვის ცვლილების სიჩქარეს, რომელიც ამ შემთხვევაში მცირე აღმოჩნდება, შედეგად მივირებთ  $\sigma \rightarrow 0$ . ეს ნიშნავს, რომ ამ ხერხით „ხანგრძლივ“ დრეკადობის მოდულს ვერ დავადგენთ და მისი არსებობაც ღირებულს არაფერს მოგვცემს.

შედარებით სწრაფი დეფორმაციისას შემოვიფარგლოთ მხოლოდ პირველი რიგის წარმოებულებით, რადგანაც ამ დროს ძაბვისა და დეფორმაციის ცვლილების სიჩქარის სიდიდეები გაცილებით მაღალია ვიდრე განტოლებაში შემავალი სხვა დანარჩენი წევრების მნიშვნელობები, შედეგად (1)-დან გვექნება:

$$\dot{\sigma} = \frac{E\eta_2}{\eta_1 + \eta_2} \dot{\varepsilon} \quad (2)$$

და რადგანაც დრეკადობის „მყისი“ მოდული უნდა ვეძიოთ დამოკიდებულებიდან  $\dot{\sigma} = H\dot{\varepsilon}$ , ამიტომ (3)-დან მივიღებთ  $H = \frac{E\eta_2}{\eta_1 + \eta_2}$ . დამატებით შემოვიტანოთ აღნიშვნა  $n = \frac{\eta_1}{E}$ ;  $\eta_2 = \eta$ , რის შემდეგაც (2) მიიღებს სახეს:

$$\frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} = \frac{1}{nH} \frac{d\sigma}{dt} - \frac{1}{n} \frac{d\varepsilon}{dt} + \frac{1}{n\eta} \sigma. \quad (3)$$

მიღებული ფორმაა, რომ საფრენ აპარატზე მოსული დატვირთვები გამოსახონ ემპირიული ხარისხობრივი მწკრივის სახით, ან უსასრულო ტრიგონომეტრიული ფუნქციების მწკრივის სახით. ზუსტ მათემატიკურ ტერმინებში აღნიშნულის გამოხატულებაა ფუნქციის გამლა ან ტეილორისა და უფრო კონკრეტულად მაკლორანის ხარისხობრივ მწკრივად ან მისი წარმოდგენა ტრიგონომეტრიული ფუნქციებისგან შემდგარ ფურიეს მწკრივად.

რაც შეეხება (3) განტოლების ამოხსნის შესაძლებლობას, სამწუხაროდ მისი უშუალო ინტეგრება ვერ ხერხდება, მაგრამ თუ რომელიმე მექანიკური

მახასიათებელი ძაბვა ან დეფორმაცია წინასწარ არის განსაზღვრული და მას აქვს ზემოთ აღნიშნული რომელიმე მწკრივის ფორმა, ამოხსნა ცხადი სახით სრულად იქნება შესაძლებელი.

სიმარტივეთვის, თავდაპირველად განვიხილოთ შემთხვევები, როცა წინასწარ განსაზღვრული ძაბვა ან დეფორმაცია არის მუდმივი სიდიდეები, ანუ დროზე არ არის დამოკიდებული. ეს შემთხვევები გადაიქცევა სტანდარტულ ცოცვადობის და რელაქსაციის ამოცანებად. რაც შეეხება დინამიურ შემთხვევებს (როცა ძაბვა ან დეფორმაცია დროის ფუნქციებია) განვიხილოთ მოგვიანებით.

- 1) განვიხილოთ მუდმივი ძაბვის შემთხვევა  $\sigma = \sigma_c = const$  (ცოცვადობა):  
(3)-დან მივიღებთ:

$$\frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} + \frac{1}{n} \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{\sigma_c}{n\eta} \quad (4)$$

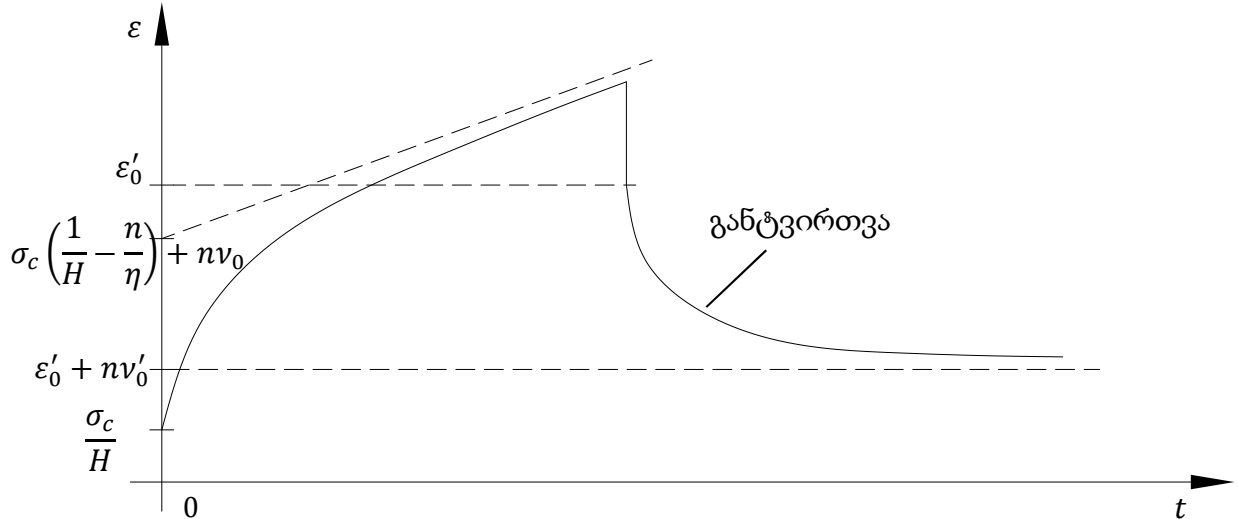
(4) წარმოადგენს მეორე რიგის მუდმივ კოეფიციენტებიან არაერთგვაროვან დიფერენციალურ განტოლებას, რომლის ამონახსნი მოიცემა ერთგვაროვანი განტოლების ამონახსნისა და არაერთგვაროვანი განტოლების რაიმე კერძო ამონახსნის ჯამის სახით, გასათვალისწინებელია აგრეთვე შესაბამისი მახასიათებელი განტოლების 0-ის ტოლი ფესვების რაოდენობაც. დეტალური გამოყვანის გარეშე, (4)-ს ამონახსნი, საწყისი პირობებით, როცა  $t = 0$ , მაშინ  $\varepsilon(0) = \varepsilon_0 = \frac{\sigma_c}{H}$  და  $\dot{\varepsilon}(0) = v_0$ , მოიცემა სახით:

$$\varepsilon(t) = \left[ \sigma_c \left( \frac{1}{H} - \frac{n}{\eta} \right) + nv_0 \right] + \left[ \frac{n\sigma_c}{\eta} - nv_0 \right] e^{-\frac{t}{n}} + \frac{\sigma_c}{\eta} t \quad (5)$$

თუ რაღაც დროის შემდეგ მოვახდენთ სისტემის განტვირთვას (მოვხსნით დატვირთვას), ანუ  $\sigma_c = 0$ , მაშინ თითქმის მყისიერად მოხდება სისტემის ახლებურად ფორმირება (მოცემულ მოდელში დრეკადი ელემენტის არსებობის გამო) და შეიცვლება საწყისი პირობებით მოცემული სიდიდეებიც. დეფორმაცია გახდება რამდენადმე მცირე ვიდრე დროის მოცემული მომენტისთვის იყო, ხოლო დეფორმაციის სიჩქარე შეიცვლის ნიშანს. ისინი გახდება რაღაც  $\varepsilon'_0$  და  $v'_0$  ( $sign(v'_0) = -sign(v_0)$ ), რის შედეგადაც (5) მიიღებს სახეს:

$$\varepsilon = \varepsilon'_0 + n\nu'_0 \left(1 - e^{-\frac{t}{n}}\right) \quad (6)$$

ერთ გრაფიკზე გამოვსახოთ (5) და (6) დამოკიდებულება (ნახ. 3), გვექნება:



ნახ. 3 ცოცვადობის და განტვირთვის მრუდები

2) ეხლა განვიხილოთ მუდმივი დეფორმაციის შემთხვევა  $\varepsilon = \varepsilon_c = const$  (რელაქსაცია):

(3) რეოლოგიური განტოლებიდან მივიღებთ:

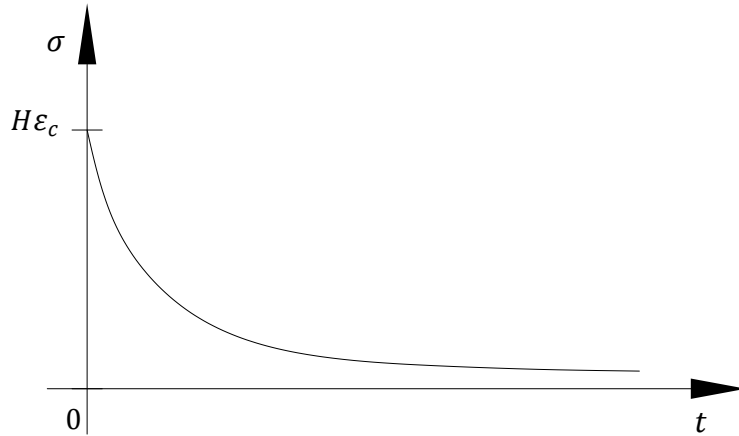
$$\frac{d\sigma}{dt} + \frac{H}{\eta}\sigma = 0, \quad (7)$$

რომელიც, შემდეგი საწყისი პირობებით, როცა  $t = 0$ , მაშინ  $\sigma = \sigma_0 = H\varepsilon_c$ , მარტივად ამოიხსნება:

$$\sigma(t) = H\varepsilon_c e^{-\frac{H}{\eta}t}. \quad (8)$$

(8) დამოკიდებულების გრაფიკული გამოსახულება მოცემულია ნახ. 4-ზე:





ნახ. 4 რელაქსაციის მრუდი

განხილული მოდელი თვისობრივად კარგად გამოხატავს ბლანტი სითხეების თვისებებს, თუ გვინდა ავსახოთ ბლანტ-დრეკადი სხეულების დეფორმაციის ხასიათი საჭიროა  $\eta = \eta_2$  სიბლანტის კოეფიციენტი გავხადოთ დიდი სისტემაში შემავალი მეორე ბლანტი ელემენტის ( $\eta_1$ ) სიბლანტის კოეფიციენტთან შედარებით, რაც საშუალებას მოგვცემს უწყვეტი (შემოუსაზღვრავი) დეფორმაციები დროში გავწელოთ, ანუ დატვირთული მასალა დიდი ხნის განმავლობაში დარჩეს ურღვევად. თუ  $\eta$ -ს მივასწრაფებთ უსასრულობისკენ მაშინ მოცემული მოდელი გადაიქცევა კელვინ-ფოიხტის მოდელად, რომელიც თვისობრივადაც ვერ აღწერს კარგად კომპოზიციური მასალების თვისებებს.

გარდა ამისა, ეს მოდელი ცოცვადობის აღწერის თვალსაზრისით გვამღევეს მეორე რიგის დიფერენციალურ განტოლებას, მისი ამონახსნი კარგად ეთავსება ექსპერიმენტის თვისობრივ შედეგებს და ორი განუსაზღვრელი კოეფიციენტის არსებობა იძლევა შესაძლებლობას რაოდენობრივადაც კარგად შეეთავსოს ექსპერიმენტულ შედეგებს. თუმცა რელაქსაციის პროცესის აღწერისას ვღებულობთ მარტივ გამოსახულებას, განუსაზღვრელი ერთი კოეფიციენტით და შესაბამისად ექსპერიმენტთან შეთავსების შესაძლებლობა უფრო შემცირებულია.

ორი ბლანტი ელემენტის შემცველი ოთხ ელემენტისანი განზოგადებული მოდელის შემთხვევაში (თავისუფალ მდგომარეობაში მყოფი ერთი ბლანტი ელემენტით), ცოცვადობის ამონახსნი ემთხვევა შესაბამის სამ ელემენტისანი მოდელის ამონახსნს, ხოლო რელაქსაციის შესაბამისი ამონახსნი მოიცემა სახით:

$$\sigma(t) = \frac{\mu_0 - H\epsilon_c k_2}{k_1 - k_2} e^{k_1 t} - \frac{\mu_0 - H\epsilon_c k_1}{k_1 - k_2} e^{k_2 t}, \quad (9)$$

$$\text{სადაც } k_1 = \frac{-E + \sqrt{E^2 - 4nEH^2}}{2nH} < 0 \text{ და } k_2 = \frac{-E - \sqrt{E^2 - 4nEH^2}}{2nH} < 0.$$

ამ დროს ჩნდება ერთი დამატებითი დამოუკიდებელი პარამეტრი და რელაქსაციის მრუდი აღარ გამოისახება ერთი მარტივი ექსპონენტით. შედეგად იზრდება ექსპერიმენტულ მონაცემებთან მეტად შეთავსების შესაძლებლობა.

მოდელების თეორიის განხილვის შემდეგ ჩატარებულია სხვადასხვა ტიპის მოდელის დეფორმაციის მახასიათებლების შედარებითი ანალიზი.

ამავე თავში განხილულია ცოცვადობის წრფივი თეორიის შედეგები, რომელიც მემკვიდრეობის თეორიის სახელი არის ცნობილი. აღწერილია საკითხისადმი მიდგომა, გამოყვანილია პროცესების აღმწერი ინტეგრალური განტოლებები და მოცემულია მათი შესაბამისი გულების შემოთავაზებული ვარიანტები.

ასევე აღწერილია პრაქტიკული მეთოდიკა, თუ როგორ არის შესაძლებელი ექსპერიმენტული და თეორიული მრუდების შეთავსება, რის შედეგადაც განისაზღვრება კომპოზიტური მასალის პარამეტრები.

მეორე თავის ბოლოს არის განხილული რამდენიმე რიცხვითი მეთოდი, რომელიც შეიძლება გამოყენებული იქნას საფრენ აპარატებში თხელკედლიანი კომპოზიტური სივრცითი კონსტრუქციების საანგარიშოდ. აქცენტი გაკეთებულია სასრულ ელემენტთა მეთოდის გამოყენებაზე. შედგენილია სამკუთხა და ოთხკუთხა სასრული ელემენტების შესაბამისი სიხისტის მატრიცები განივი ძვრის გათვალისწინებით. წარმოდგენილია დეფორმაციების და ძაბვების განაწილება გარსებსა და ფირფიტებში.

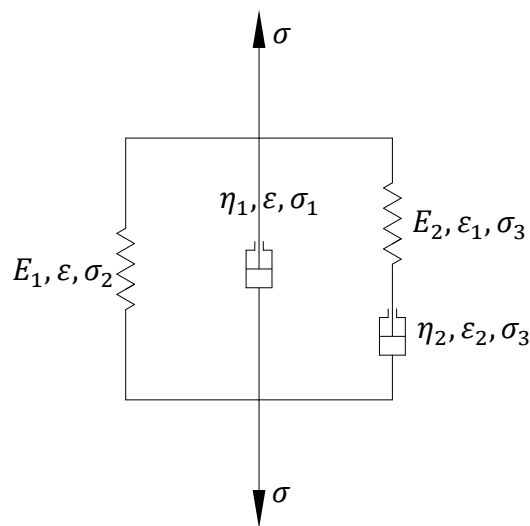
აღწერილია ფირფიტოვანი და გარსული კონსტრუქციების მოდელირების თავისებურებები და წარმოდგენილია ფენოვანი სისტემების საანგარიშო მოდელები.

**მესამე თავში განხილულია** საფრენი აპარატების თხელკედლიანი სივრცითი კონსტრუქციების საანგარიშების თეორიული და ექსპერიმენტული მეთოდები. მაგალითების სახით წარმოდგენილია: 1) სუფთა ღუნვის ამოცანა კომპოზიტური ღეროს შემთხვევაში, ოთხ ელემენტის (შემკვრელი დრეკადი ელემენტით) განზოგადებული მოდელის საფუძველზე. ამოცანა დაიყვანება კომპოზიტური

მასალის წრფივი დეფორმაციის შემთხვევაზე. გამოყვანილია ჩალუნვის და კვეთის მობრუნების კუთხის დროზე დამოკიდებულების გამოსახულებები. 2) დროის მიხედვით წრფივი დატვირთვის და დეფორმაციის შესაბამისი დინამიური ამოცანა სამ ელემენტური განზოგადებული მოდელისთვის. აღწერილია კომპოზიტურ სხეულზე მოდებული დროის მიხედვით წრფივად ზრდადი დატვირთვის შემთხვევა და გამოყვანილია შესაბამისი დეფორმაციის დროზე დამოკიდებულება. ასეთი პროცესის დროს იკვეთება შესაძლებლობა სწრაფად განისაზღვროს, მოცემულ კომპოზიტური მასალას, შეიძლება თუ არა, შევუსაბამოთ ესა თუ ის კონკრეტული ტიპის მოდელი. 3) ოთხ ელემენტური განზოგადებული მოდელით აღწერილი კომპოზიტური სხეულის დინამიური დატვირთვის ამოცანა, განვიხილოთ დეტალურად:

ვიხილავთ ოთხ ელემენტური მოდელს, რომელიც გამოსახულია ნახ. 5-ზე. მისი შესაბამისი რეოლოგიური განტოლება მოიცემა სახით:

$$\frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} = \frac{1}{\eta} \frac{d\sigma}{dt} - \frac{H}{\eta} \frac{d\varepsilon}{dt} + \frac{1}{\eta n} \sigma - \frac{E}{\eta n} \varepsilon. \quad (10)$$



ნახ. 5 ოთხ ელემენტური მოდელი შემკვრელი დრეკადი ელემენტით

საავიაციო ტექნიკის ექსპლუატაციის დროს, მის ელემენტებზე ხშირად მოედება გარე ვიბრაციული დატვირთვები, რომლებიც დროის მიხედვით ქრობადია. თუ ეს დატვირთვა მოედება კომპოზიტისგან დამზადებულ

კონსტრუქციულ ელემენტს, მაშინ მასში აღიძვრება ძაბვა, რომელიც შეგვიძლია წარმოვადგინოთ შემდეგი გამარტივებული ფორმით:

$$\sigma(t) = \sigma_0 e^{-\alpha t} \sin \omega t. \quad (11)$$

თუ ამ გამოსახულებას შევიტანთ (10)-ში, მივიღებთ:

$$\frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} + \frac{H}{\eta} \frac{d\varepsilon}{dt} + \frac{E}{\eta n} \varepsilon = \frac{\sigma_0}{\eta} e^{-\alpha t} \left( \left( \frac{1}{n} - \alpha \right) \sin \omega t + \omega \cos \omega t \right). \quad (12)$$

(12) წარმოდაგენს მეორე რიგის მუდმივ კოეფიციენტებიან არაერთგვაროვან დიფერენციალურ განტოლებას. მისი ამონახსნი წარმოადგენს ერთგვაროვანი განტოლების ზოგადი ამონახსნისა და არაერთგვაროვანი განტოლების კერძო ამონახსნის ჯამს  $\varepsilon(t) = \bar{\varepsilon}(t) + \bar{\bar{\varepsilon}}(t)$ . ზოგადი ამონახსნი მოიცემა სახით:

$$\bar{\varepsilon}(t) = C_1 e^{k_1 t} + C_2 e^{k_2 t}, \quad (13)$$

სადაც  $k_1 = \frac{-H + \sqrt{H^2 - 4E\eta/n}}{2\eta}$  და  $k_2 = \frac{-H - \sqrt{H^2 - 4E\eta/n}}{2\eta}$  არის (3.3.2) გამოსახულების შესაბამისი მახასიათებელი განტოლების ამონახსნები. თუ  $k_1 = k_2 = -\frac{H}{2\eta}$  ჯერადი ფესვია, მაშინ ზოგადი ამონახსნს ექნება სახე:

$$\bar{\varepsilon}(t) = (C_1 + C_2 t) e^{-\frac{H}{2\eta} t}. \quad (14)$$

(14) არის ერთგვარი რეზონანსული ამონახსნი, თუმცა ექსპონენციალური მამრავლის არსებობის გამო მისი მნიშვნელობა სწრაფადვე მცირდება, მსგავს შემთხვევაზე ქვემოთ ვისაუბრებთ. არაერთგვაროვანი განტოლების კერძო ამონახსნი უნდა ვეძიოთ სახით:

$$\bar{\bar{\varepsilon}}(t) = (A \sin \omega t + B \cos \omega t) e^{-\alpha t}. \quad (15)$$

$A$  და  $B$  მუდმივები ცალსახად განისაზღვრება თუ (15) გამოსახულებას ჩავსვამთ (12)-ში და მოვახდენთ კოეფიციენტების შედარებას. ზემოთ განხილულ შემთხვევებში ითვლება რომ  $k_1$  და  $k_2$  ნამდვილი რიცხვებია. მასალის სტატიკური გამოცდის შედეგებზე დაყრდნობით განსაზღვრული მოდელის პარამეტრები

შიდლება აღმოჩნდეს ისეთი, რომ  $k_1 = \frac{-H+i\sqrt{4E\eta/n-H^2}}{2\eta}$  და  $k_2 = \frac{-H-i\sqrt{4E\eta/n-H^2}}{2\eta}$  გახდეს კომპლექსური, ასეთ შემთხვევაში ერთგვაროვანი განტოლების ზოგადი ამონახსნი იქნება შემდეგი სახის:

$$\bar{\varepsilon}(t) = \left( C_1 \sin \frac{\sqrt{4E\eta/n-H^2}}{2\eta} t + C_2 \cos \frac{\sqrt{4E\eta/n-H^2}}{2\eta} t \right) e^{-\frac{H}{2\eta} t}, \quad (16)$$

ხოლო, თუ აღმოჩნდა რომ  $\alpha = \frac{H}{2\eta}$  და  $\omega = \frac{\sqrt{4E/n-H^2}}{2\eta}$  მოხდა გარე დატვირთვის შესაბამის კოეფიციენტებთან ასეთი თანხვედრა, ასევე ადგილი ექნება რეზონანსულ შემთხვევას, არაერთგვაროვანი განტოლების კერძო ამონახსნის სახით, რომელსაც ექნება ფორმა:

$$\bar{\varepsilon}(t) = (A \sin \omega t + B \cos \omega t) t e^{-\alpha t}. \quad (17)$$

განუსაზღვრელი  $C_1$  და  $C_2$  კოეფიციენტები შიდლება დადგინდეს საწყისი პირობების მიხედვით: როცა  $t = 0$ , მაშინ  $\varepsilon = \varepsilon_0$  და  $\dot{\varepsilon}(0) = v_0$ .

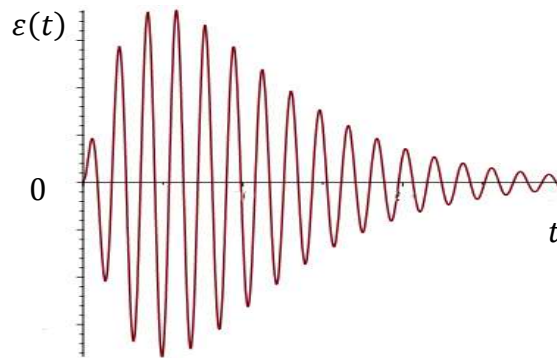
(12) გამოსახულების მახასიათებელი განტოლების ფესვების ნამდვილობის ან კომპლექსურობის საკითხი მარტივად მოწმდება ფესვქვეშა გამოსახულების  $H^2 - 4E\eta/n$ -ის 0-თან შედარებით. თუ გავითვალისწინებთ (2.6.2) აღნიშვნებს,  $k_1$  და  $k_2$  ის კომპლექსურობის პირობას ექნება სახე:

$$\frac{E_2}{E_1} < \frac{2\sqrt{\frac{\eta_1}{\eta_2}-1}}{\frac{\eta_1}{\eta_2}+1}. \quad (18)$$

ამ პირობის შესრულება შესაძლებელია, თუ მოდელის პარამეტრებს ექნება შესაბამისი მნიშვნელობები, რაც მასალის სტატიკური გამოცდის შედეგებზეა დამოკიდებული. (18)-ში უტოლობის ნაცვლად ტოლობის შემთხვევაში მიიღება მახასიათებელი განტოლების ჯერადი ამონახსნი  $k_1 = k_2 = -\frac{H}{2\eta}$ , ხოლო უტოლობის საპირისპირო ნიშნის დროს იქნება ნამდვილი რიცხვები.

თუ დეფორმაციისთვის (12) განტოლების ამონახსნი წარმოადგენს (13) და (15) ან (16) და (15) გამოსახულებების ჯამს, მაშინ მიიღება სწრაფად ჩაქრობადი რხევითი პროცესი, რეზონანსის გარეშე. ხოლო თუ გვაქვს (14) და (15) ან (16) და

(17) გამოსახულებების ჯამი, მაშინ ადგილი ექნება ლოკალურ რეზონანსულ შემთხვევას, როცა რხევის ამპლიტუდა მნიშვნელოვნად გაიზრდება დროის რაღაც მომენტამდე, ხოლო ხანგრძლივი დროის შემდეგ კვლავ 0-მდე დაეცემა. ამ შემთხვევის თვისობრივი გრაფიკული გამოსახულება მოცემულია ნახ. 6-ზე:



ნახ. 6 ლოკალური რეზონანსის ამსახველი თვისობრივი მრუდი

როცა კომპოზიტური მასალის მექანიკურ მახასიათებლებს აღვწერთ მოცემული ოთხ ელემენტური მოდელით, მისი პარამეტრები უნდა განისაზღვროს ნიმუშის სტატიკური გამოცდის შედეგად (ცოცვადობასა და რელაქსაციაზე). შედეგად, ცალსახად განისაზღვრება ამ პარამეტრების თანაფარდობაც. თუ (18)-ით განსაზღვრული პირობა სრულდება (ტოლობის შემთხვევაშიც) და მოხდა გარე დატვირთვების შესაბამისი კოეფიციენტების თანხვედრა, ადგილი ექნება ლოკალურ რეზონანსულ შემთხვევას, რაც კონკრეტული კონსტრუქციისთვის არასასურველი და სახიფათოა. შესაბამისად კონსტრუქტორმა პროექტირებისას ეს მომენტი სათანადოდ უნდა გაითვალისწინოს. ან სხვა სახის მასალა უნდა იქნას შერჩეული, ან კონსტრუქციულ ელემენტს უნდა მიეცეს სხვა ფორმა რათა ძაბვების ამდაგვარ განაწილებას ადგილი არ ჰქონდეს. უკიდურეს შემხვევაში უნდა მოხდეს კონსტრუქციული ელემენტის შესაბამისი კვეთის სისქის გაზრდა.

მესამე თავში ასევე განხილულია ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე სამ ელემენტური მოდელების პარამეტრების განსაზღვრის მეთოდოლოგია და ანალიზი. მოყვანილია ორი განსხვავებული ტიპის მოდელისთვის პარამეტრების განსაზღვრის კონკრეტული მაგალითი. შეფასებულია მსგავსების და განსხვავების

გამომწვევი მიზეზები და რეკომენდაციები, უკეთესი შეთავსების შესაძლებლობის გამოსავლენად.

თავის ბოლოს მოყვანილია ნახშირბადის ბოჭკოს შემცველი კომპოზიტური მასალის გაჭიმვაზე ექსპერიმენტული გამოცდის ამსახველი შედეგები. გამოცდა განხორციელდა ლევან სამხარაულის სახლობის ეროვნული ექსპერტიზის ბიუროს ტექნიკურ ბაზაზე, რისთვისაც დიდ მადლობას ვუხდით მათ. შედეგად განისაზღვრა ნახშირბადის ბოჭკოს შემცველი კომპოზიტური მასალის ე.წ. ხანგრძლივი დრეკადობის (იუნგის) მოდული:

$$E = 17287.5 \pm 1103.7 \text{ ნ/მმ}^2 \quad (19)$$

მოცემული გამოცდა ჩატარდა ტრადიციულად დანერგილი მიდგომის მიხედვით, როგორც არის მეტალების ნიმუშების შემთხვევაში. სამწუხაროდ უნდა ითქვას, რომ ნაშრომში აღწერილი მეთოდიკა, რომელიც ეხება კომპოზიტების დროში დეფორმაციას, დღეს დღეობით საქართველოში არსებულ არცერთ ლაბორატორიაში არ ტარდება. მიღებული შედეგი შეიძლება გამოდგეს მხოლოდ მოცემული კომპოზიტური მასალის ე.წ. მყისი დრეკადობის მოდულის მნიშვნელობად. ასევე, გრაფიკებიდან შეგვიძლია დავინახოთ, რომ რღვევამდე დეფორმაციას აქვს, დატვირთვის შესაბამისად, თითქმის წრფივი ხასიათი. ამ მასალისთვის რაიმე ტიპის მოდელის შესაბამისობის დასადგენად, ცხადია მხოლოდ ეს ერთი მონაცემი არ იქნება საკმარისი, საჭირო იქნება უფრო დეტალური ექსპერიმენტული კვლევები და შესაბამისი მონაცემების განსაზღვრა.

ნაშრომის ბოლოს მოყვანილია ორი ამოცანა, რომელიც დათვლილია რიცხვითი მეთოდებით. პირველი ეხება თხელი, პარალელოგრამის ფორმის ფირფიტის სიმტკიცეზე გაანგარიშებას, თანაბარი დატვირთვის პირობებში, ხოლო მეორე კომპოზიტური მასალისგან დამზადებული თვითმფრინავის ელერონის თხელკედლიანი შემონაკერის პროტოტიპის სიმტკიცეზე ანგარიშს შესაბამისი დატვირთვის პირობებში, კომპიუტერული პროგრამის, Lira - ს საშუალებით.

შოთა რუსთაველის ეროვნული სამეცნიერო ფონდის დაფინანსებით მოხდა საცდელი სადემონსტრაციო სტენდის დამზადება, რომელიც უზრუნველყოფს მოდელების თეორიის უშუალო, ფიზიკურ დემონსტრაციას. ის კარგი საშუალებაა

საინჟინრო ფაკულტეტის „საფრენი აპარატების დაპროექტების“ მიმართულების სტუდენტებისთვის, კომპოზიტების მექანიკასთან დაკავშირებული საკითხების უკეთ შესასწავლად. აღნიშნული სტენდი წარმოდგენილია ნახ. 7-ზე. მოწყობილობა დარჩება საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტის მფობელობაში.



ნახ. 7 სასწავლო სადემონსტრაციო სტენდი

დანართის სახით მოცემულია ბოლოს აღწერილი ექსპერიმენტის ამსახველი ოფიციალური მონაცემები, რომელიც ასახავს ნიმუშის ზომებს, დატვირთვებს, დეფორმაციის ამსახველ გრაფიკებს, დრეკადობის მოდულის მნიშვნელობებს და ცდომილების საზღვრებს.

სამივე თავის ბოლოს მოყვანილია შესაბამისი დასკვნები, ხოლო შემდგომ ძირითადი დასკვნები, რომელიც მოცემულია ქვემოთ.



## ძირითადი დასკვნები:

ჩატარებული გამოკვლევათა შედეგები საშუალებას იძლევა გაკეთდეს შემდეგი დასკვნები:

- მოცემული კვლევის სამეცნიერო შედეგები პირველ რიგში წარმოადგენს პოლიმერული და ბოჭკოვანი მატრიცა + ებონიტური შემავსებლის მქონე კომპოზიციური მასალების მექანიკის აღმწერ ახლებურ მიდგომას, რომელიც საშუალებას იძლევა ცხადი სახით გამოისახოს დეფორმაციის აღმწერი განტოლებები და მათი ამონახსნები. გამოსახვის ეს ფორმა ყველაზე მეტად აადვილებს მისი სრულფასოვანი ანალიზის ჩატარებას. თუმცა უნდა აღინიშნოს, რომ შედეგების ექსპერიმენტულ მონაცემებთან შედარება ცხადყოფს სიზუსტის შედარებით დაბალ ხარისხს, მაგრამ პრაქტიკული მიზნებისთვის დასაშვებია;
- აღნიშნული ტიპის მასალები, განსაკუთრებით საავიაციო ტექნიკის მიმართულებით უშუალოდ მზადდება ინდივიდუალურად საფრენი აპარატისთვის. დამზადების ტექნოლოგიის ერთნაირობის მიუხედავად მათი მექანიკური თვისებები შესაძლოა განსხვავებული იყოს. სიმტკიცის, მდგარდობის, უსაფრთხოების და სხვა მოთხოვნებიდან გამომდინარე საჭიროა კონსტრუქციების თითოეული ნიმუშისთვის განისაზღვროს მასალის პარამეტრები;
- რთული კონსტრუქციების კვლევისას, ყოველთვის ხდება საანგარიშო მათემატიკური მოდელის შემუშავება, რომლის ამოხსნა ხშირ შემთხვევაში ხორციელდება რიცხვითი მეთოდებით, შედეგები მოიცემა ცხრილების ან გრაფიკების სახით, რაც ართულებს მათი ანალიზის ჩატარებას. მოდელების თეორიის თვალსაზრისით კი თითქმის ყოველთვის შესაძლებელია ამოხსნების ანალიზური ფორმით მოცემა, რაც მნიშვნელოვანი უპირატესობაა, როგორც კონკრეტული ნიმუშის ანალიზისთვის, ასევე რთული კონსტრუქციის სიმტკიცეზე საანგარიშო კომპიუტერული პროგრამის შესადგენათ.

## დისერტაციის ძირითადი შედეგები გამოქვეყნებულია შემდეგ

### ნაშრომებში:

1. ბ. აბესაძე. საფრენ აპარატებში ფირფიტოვანი კონსტრუქციების გაანგარიშება სიმტკიცეზე // საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი. სტუდენტთა მე-11 საერთაშორისო სამეცნიერო-ტექნიკური კონფერენცია. მოხსენებათა თეზისები, თბილისი 2017, გვ. 8;
2. ბ. აბესაძე. განზოგადებული მოდელების პარამეტრების განსაზღვრა ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე // საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი. სტუდენტთა მე-12 საერთაშორისო სამეცნიერო-ტექნიკური კონფერენცია. მოხსენებათა თეზისები, თბილისი 2018, გვ. 14;
3. ბ. აბესაძე. კომპოზიტური ღეროს სუფთა ღუნვის ამოცანა ოთხ ელემენტურიანი მოდელის მიხედვით // საქართველოს საავიაციო უნივერსიტეტი. სტუდენტთა მე-13 საერთაშორისო სამეცნიერო-ტექნიკური კონფერენცია. მოხსენებათა თეზისები, თბილისი 2019, გვ. 47;
4. ბ. აბესაძე. კომპოზიტური შემონაკერების სინტკიცეზე ანგარიშის მეთოდების შედარებითი ანალიზი // II საერთაშორისო სიმპოზიუმი, სეისმომედეგობა და საინჟინრო სეისმოლოგია, მოხსენებათა თეზისები. თბილისი, სტუ, 2019. გვ. 96;
5. ბ. აბესაძე. დრეკად-ბლანტი სხეულების თვისებების აღმწერი ოთხ ელემენტურიანი განზოგადებული მოდელების შედარებითი ანალიზი // საერთაშორისო სამეცნიერო კონფერენცია „უწყვეტ გარემოთა მექანიკის მონათესავე პრობლემები“, მოხსენებათა კრებული. ქ. ქუთაისი, 2018 წ. გვ. 160;
6. ბიძინა აბესაძე, ზვიად ჭურჭელაური, არაკომპენსირებული ჭრილებიანი გარსების მქონე ღუნვითი დამაბული მდგომარეობის კვლევა // თეზისების კრებული, საქართველოს მათემატიკოსთა კავშირის X საერთაშორისო კონფერენცია. ბათუმი 2019, გვ. 53;

7. ბიძინა აბესაძე. ექსპერიმენტული მონაცემების საფუძველზე სამეღეღმენტოანი მოდელეების პარამეტრების განსაზღვრის მეტოდიკა და ანალიზი // საჰაერო ტრანსპორტი, ISSN 1512-4916 №1(13). 2019. გვ. 115-120;
8. Abesadze Bidzina. The pure bending task in case of composite rod based on for element model // Abstracts 17<sup>th</sup> International conference “MODELING IN MECHANICS”, Ostrava, 2019 pp. 1;
9. B. Abesadze. Elastic-viscous bodies deformation picture accordingly of generalized models // International Scientific Journal of IFToMM, PROBLEMS OF MECHANICS, ISSN 1512-0740 №4(69)/2017, pp 51-59. Tbilisi 2017;
10. B. Abesadze. TASK OF DYNAMIC LOADING OF COMPOSITE BODY DECKRIBED BY GENERALIZED MODEL // International Scientific Journal, PROBLEMS OF MECHANICS, ISSN 1512-0740 №2(75)/2019, pp 69-74. Tbilisi 2019;
11. B. Abesadze. Generalized models for describing of elastic-viscous bodies properties // Air Transport. Tbilisi. ISSN 1512-4916 №1(12). 2017. p.p. 101-111;
12. B. Abesadze. Analysis of shell structures due finite elements method // Collection of abstracts of 9<sup>th</sup> international conference contemporary problems of architecture and construction, Batumi 2017, p. 72;
13. G. Kipiani, B. Abesadze, N. Chachklhiani. Deformability of two-dimensional medium with cuts on the basis of application of generalized functions // International Scientific Journal of IFToMM, PROBLEMS OF MECHANICS, ISSN 1512-0740 №3(64)/2016, pp 55-59. Tbilisi 2016. <http://www.iftomm.org/journals>, <http://www.pam.edu.ge>;
14. Abesadze B.A., Kipiani G.O. Engineering education in Georgia and its main tasks in field of mechanics. Abstracts of the XIII-th International Conference “MODERN INFORMATION AND COMUNICATION TECHNOLOGIES ON A TRANSPORT, IN INDUSTRY AND EDUCATION”. Dnepro, Ukraina, 2019. p 157.

## Abstract

Multilayer thin walled structures are widely used in aviation structure, in rocket structure, transport, chemical, energetic, machinery structure and other technical fields. In aircrafts it is caused by the necessity of the high strength of structures and significant reduce of their weight. In cases it is conditioned by the provision of sound, thermal and vibration isolation requirements. Unity of these mandatory features is provided by multilayer structures particular layers by using different cases. For bearing layers are used composite materials.

Material selection and designing of the structure must be performed not only by analyzing mechanical features or constructive function, but also by mandatory consideration of exploitation features and values.

The material strength and elastic module determine behavior of the shell structure. These are the features, which volume may be significantly increased if the composite materials are used.

Composite changes its features in accordance to the time on average temperature it obeys creeping and relaxation occurrences that is one of their negative features. It is inadmissible not to consider them, in order to avoid possible catastrophe results while exploitation of aircrafts.

The general aim of the research is to develop efficient methods for determination of mechanical features and parameters of the structures made by composite materials (focused are the thin-walled composite spatial structures used in the aviation technique). This means selection of the mathematical model common to their deformation, which will allow us to make prognosis, in the given load conditions, how the deformations are developed in long duration. Based on the received results and the strength, sustainability and other requirements geometric parameters of the structure will be specified (determination of the detail thickness).

In details, within the examination of this study is partially processed and researched: methodology of further development of theory, analysis of the obtained results

and the perspectives of use. The main task is to check accepted theoretical results by the way of experiments (this will be directly a physical or numeral experiment), to assimilate and compare real materials to test results, to define material settings and accordingly to do analysis of received results.

Will be created strength calculated improved methodology for aircraft's thin-walled constructions (skins), made by this type of materials.

Based on the above, the problem of "Comparative analysis of methods for stress calculation for composite skins of aircrafts" is quite complex and requires the development of special methods of calculation.