

**POPRAVAK KOMPOZITNE SAČASTE SENDVIČ STRUKTURE
ZRAKOPLOVA**

**AIRCRAFT COMPOSITE HONEYCOMB SANDWICH STRUCTURE
REPAIR**

Pregledni znanstveni članak

Šaban Andrija

*Veleučilište Velika Gorica,
e-mail: andrija.saban@vvg.hr*

Rauker Josip

*Veleučilište Velika Gorica,
e-mail: josip.rauker@vvg.hr*

Špehar Silvestar

*Veleučilište Velika Gorica,
e-mail: silvestar.spehar@vvg.hr*

Sažetak

Kompozitni materijali imaju veliku primjenu u zrakoplovstvu, prije svega zbog visoke čvrstoće i male mase. Zbog svoje složene strukture, kompozitni materijali zahtjevni su za popravak. Greške nastale tijekom popravka kompozitnih dijelova mogu značajno skratiti njihov životni vijek i ugroziti sigurnost putnika i posade zrakoplova. Zato je nužno detaljno pratiti upute proizvođača o načinu popravka kompozitnih dijelova. Nakon popravka zamjenske dijelove je nužno ispitati nekim od standardnih načina ispitivanja kompozitnih dijelova. Ovisno o tipu oštećenja i načinu popravka odabire se način ispitivanja popravljenog dijela.

Sendvič struktura je konstrukcija strukturnog panela koji se sastoji u svojoj najjednostavnijoj formi od dva tanka, paralelna površinska sloja spojena i odvojena s debelom, laganijom jezgrom koja podupire površinske slojeve. Jezgra mora imati visoku čvrstoću za smična naprezanja i kompresijsku krutost. U ovome radu će se prikazati popravak kompozitne sačaste sendvič strukture zrakoplova.

Ključne riječi: kompozitni materijali, popravak kompozitnih materijala, ispitivanje dijelova od kompozitnih materijala, sendvič struktura kompozita

Abstract

Composite materials are widely used in aviation, primarily due to their high strength and low weight. Due to their complex structure, composite materials are challenging to repair. Errors that occur during the repair of composite parts can significantly reduce their lifespan and compromise the safety of the passengers and aircraft's crew. Therefore, it is essential to closely follow the manufacturer's instructions for repairing composite parts. After repairs, replacement parts must be examined using one of the standard testing methods for composite materials. The method of testing the repaired part is chosen based on the type of damage and the repair method used. A sandwich structure is a structural panel construction consisting in its simplest form of two thin, parallel surface layers joined and separated with a thick, lighter core supporting the surface layers. The core must have high shear strength and compressive stiffness. In this paper, the repair of the composite honeycomb sandwich structure of the aircraft will be presented.

Key words: Composite materials, repair of composite materials, testing of composite material parts, composite sandwich structure

1. KOMPOZITNI MATERIJALI

Kompoziti su materijali dobiveni umjetnim spajanjem dvaju ili više različitih materijala (matrica i ojačavala) s ciljem postizanja svojstava kakva ne posjeduju niti jedna komponenta sama za sebe.

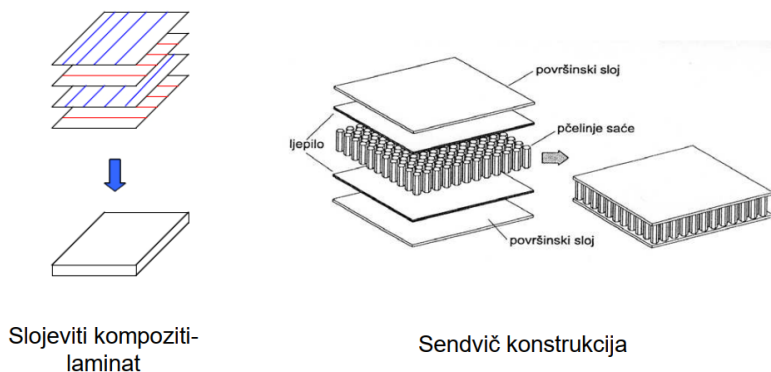
Svojstva kompozita ovise o svojstvima komponenata. Mogu postići različite kombinacije svojstava kao što su: čvrstoća, krutost, žilavost, težina, otpornost na visoke temperature, kemijska postojanost, antikorozivnost, tvrdoća, električna i toplinska vodljivost.

U zrakoplovnoj industriji se dizajniraju svojstva koja predstavljaju njihovu visoku čvrstoću uz malu masu. U slučaju zamjene čelika postiže se smanjenje mase za 60 do 80 %, u slučaju zamjene aluminijske za 20 do 50 %.

Prema fazi, ojačavalu ili ojačanju kompoziti mogu biti:

- kompoziti s česticama,
- kompoziti s vlaknima,
- kompoziti u slojevima ili slojeviti kompoziti (laminati).

Slojeviti kompoziti mogu biti izvedeni kao laminati ili kao sendvič konstrukcija (slika 1). Laminirana struktura s jezgrom u središtu naziva se sendvič struktura (AMTH – Airframe, 2023.). Za razliku od laminatne konstrukcije koja je čvrsta, kruta i teška, sendvič struktura je jednako čvrsta s puno manjom težinom što je važno za proizvode koji se koriste u zrakoplovstvu (AMTH – General, 2023.). Različite vrste jezgara za izradu sendvič laminiranih struktura uključuju krutu pjenu, drvo, metal ili sačasti sloj napravljen od papira, Nomexa, ugljika, staklenih vlakana ili metala (AMTH – General, 2023.). Komponente od ojačane plastike zrakoplova izrađene su od čvrstih laminata ili sendvič struktura.



Slika 1: Slojeviti kompoziti (Filetin, 2006.)

Sendvič strukture izrađene su od dva ili više ravna sloja ili oblikovanog oblika prema kalupu koji obuhvaćaju stakleni sačasti sloj ili jezgru od pjene. Sačaste jezgre izrađene su od staklenih tkanina impregniranih poliesterom ili kombinacijom najlona i fenolnih smola (AMTH – General, 2023.).

Sačaste jezgre obično se izrađuju u blokovima koji se kasnije režu na željenu debljinu.

Sendvič strukture od staklenih vlakana i punjene jezgrom od pjene, proizvode se u uskim tolerancijama. Smola se ulijeva i formira površinski sloj ojačan staklenim vlaknima i stvara vezu između površinskog sloja i jezgre (AMTH – General, 2023.).

2. OŠTEĆENJA NASTALA ZA VRIJEME UPOTREBE KOMPOZITNIH MATERIJALA

Oštećenja nastala za vrijeme upotrebe kompozitnih materijala mogu biti: degradacija utjecajem iz okoliša, oštećenja od udara, zamor materijala, pukotine radi lokalnog preopterećenja, razdvajanje strukture, odvajanje slojeva (delaminacija), lomljenje vlakana i erozija.

Erozija materijala je razaranje materijala na površini radi djelovanja mlaza fluida (tekućine, pare ili zraka). Kod zrakoplova erozija se najčešće javlja na dijelovima koji su izloženi direktnom udaru zraka, kao što su nos zrakoplova, lopatice motora, usisnik zraka i napadni rubovi krila.

Zamor materijala nastaje kada materijal doživljava stalne promjene naprezanja i opterećenja. Dinamičkim naprezanjem materijala dolazi do slabljenja materijala te potencijalnog loma i otkaza strukture. Zamor materijala može se spriječiti pravilnim dimenzioniranjem strukture kako bi se izbjeglo stvaranje velikog opterećenja na jednom mjestu te redovnim pregledima materijala. Pukotina od zamora materijala trebala bi biti otkrivena tijekom rutinske inspekcije. Otkrivena veličina pukotine i njena kritična dimenzija su ključni parametri za primjenu tolerancije oštećenja: otkrivena veličina pukotine ovisi o nerazornoj tehnici ispitivanja (engl. nondestructive examination – NDE), dok su kritične dimenzije funkcija svojstava materijala (Tavares, 2019.).

3. NERAZORNA ISPITIVANJA (ENGL. NONDESTRUCTIVE INSPECTION – NDI) KOMPOZITA

3.1. Vizualni pregled

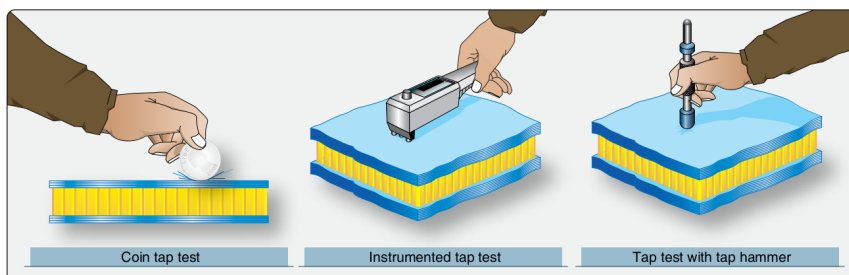
Vizualni pregled je primarna metoda pregleda za preglede tokom obavljanja nerazornih ispitivanja u zrakoplovstvu. Vidljiva oštećenja mogu uključivati opekotine, mrlje, udubljenja, proboje, ogrebotine ili krhotine na kompozitnoj površini. Nakon što se otkrije oštećenje, potrebno je detaljnije pregledati zahvaćeno područje pomoću baterijskih svjetiljki, povećala, zrcala ili boroskopa. Ovi se alati koriste za povećanje nedostataka koji se inače ne bi lako vidjeli i za omogućavanje vizualnog pregleda područja koja nisu lako dostupna.

Područja s nedostatkom smole, područja s viškom smole, nabori, premošćivanje slojeva, promjena boje (zbog pregrijavanja, udara groma, i sl.), oštećenje od bilo kojeg uzroka, strane tvari, mjehurići i odvajanje slojeva (delaminacija) neke su od nesukladnosti koje se mogu otkriti vizualnim pregledom. Vizualni pregled ne može detektirati unutarnje nedostatke u kompozitu, kao što su raslojavanja, odvajanja i pukotine matrice. Potrebne su sofisticiranije NDI tehnike za otkrivanje ovih vrsta nedostataka (AMTH – Airframe, 2023.).

3.2. Zvučno testiranje kucanjem (engl. tap test)

Ova tehnika koja se naziva audio ili zvučno testiranje kucanjem (engl. tap test) koristi frekvencije u slušnom rasponu (10 Hz do 20 Hz). Ovo testiranje je možda najuobičajenija tehnika koja se koristi za otkrivanje raslojavanja i/ili odvajanja. Metoda se postiže lupkanjem područja čvrstim okruglim diskom ili laganim uređajem nalik na čekić i slušanjem odgovora strukture na čekić. Jasan, oštar zvuk zvona ukazuje na dobro spojenu čvrstu strukturu, dok tupi zvuk ukazuje na oštećeno područje.

Mogu se detektirati strukture unutarnjih elemenata koje proizvode promjene visine tona koje se tumače kao nedostaci, iako su zapravo prisutne po dizajnu. Ovu inspekciju treba izvršiti u što je moguće tišem prostoru i od strane iskusnog osoblja upoznatog s unutarnjom konfiguracijom dijela koji se ispituje. Ova metoda nije pouzdana za strukture s više od četiri sloja. Metoda može biti ručna ili automatizirana (AMTH – Airframe, 2023.).



Slika 2: Zvučno testiranje kucanjem (engl. tap test)
(AMTH – Airframe, 2023.)

3.3. Ultrazvučni pregled

Ultrazvučna inspekcija se pokazala vrlo korisnim alatom za otkrivanje unutarnjih raslojavanja, šupljina ili nedosljednosti u kompozitnim komponentama koje se inače ne mogu uočiti korištenjem vizualne ili dodirne metodologije. Postoje mnoge ultrazvučne tehnike; međutim, svaka tehnika koristi energiju zvučnog vala s frekvencijom iznad čujnog raspona. Zvučni val visoke frekvencije uvodi se u dio i usmjerava se u različitim smjerovima. Kada ultrazvučni val udari u predmet koji ga prekida, val ili energija se ili apsorbiraju ili reflektiraju natrag na površinu. Poremećenu ili smanjenu zvučnu energiju zatim hvata prijamni pretvarač i pretvara u prikaz na osciloskopu ili snimaču dijagrama (AMTH – Airframe, 2023.).

Ovom metodom nije uvijek jednostavno otkriti greške u materijalu, zbog toga postoje referentni standardi koji se koriste za umjeravanje ultrazvučnih uređaja. Ovakve metode nerazornih ispitivanja pogodne su u serijskoj proizvodnji gdje se stalno ispituje isti tip kompozitnih materijala. U procesu održavanja zrakoplova ova je metoda zahtjevnija jer se tu ispituje veći broj različitih kompozita. U tom slučaju referentni standardi trebaju uzeti u obzir i promjene u materijalima do kojih dolazi tijekom uporabe i tijekom popravaka dijelova od kompozitnih materijala (AMTH – Airframe, 2023.).

Postoje dva načina ultrazvučnog ispitivanja, ispitivanje prolaznim odašiljanjem i ispitivanje odjekom pulsa. Kod ispitivanja prolaznim odašiljanjem koriste se dvije sonde na nasuprotnim površinama materijala koji se ispituje. Jedna sonda generira ultrazvučni signal koji putuje kroz materijal do druge sonde. Uređaj pokazuje gubitak snage signala koji nastaje prolaskom kroz materijal. Gubitak snage signala uspoređuje se s referentnim standardom za taj materijal. Ako je gubitak snage signala veći od referentnog to znači da se u ispitivanom području nalazi greška u materijalu.

Ispitivanjem odjeka pulsa koristi samo jednu sondu. Preko vrha sonde ultrazvuk se prenosi na ispitivani dio. Uređaj mjeri promjenu amplitude signala i vrijeme potrebno za refleksiju signala nazad do sonde. Promjena amplitude signala i produljeno vrijeme potrebno za refleksiju signala ukazuju na postojanje oštećenja. Ovom se metodom mogu otkriti delaminacija, pukotine, poroznost i voda u materijalu. Ovom se metodom ne mogu otkriti

delaminacija i greške u spojevima laminiranih površina sa saćastom strukturom (AMTH – Airframe, 2023.).

3.4. Radiografija

Radiografija, koja se često naziva ispitivanjem s X-zrakama, vrlo je korisna NDI metoda jer omogućuje pogled u unutrašnjost dijelova. Ova metoda inspekcije se postiže propuštanjem X-zraka kroz dio ili sklop koji se ispituje uz bilježenje apsorpcije zraka na filmu osjetljivom na X-zrake. Ekspozirani film, kada se razvije, prikazuje varijacije u neprozirnosti ekspozicije, zapravo stvarajući vizualizaciju odnosa unutarnjih detalja komponenata. Ovo je najučinkovitija metoda za otkrivanje nedostataka unutarnje strukture kompozita iako nije poželjna za otkrivanje nedostataka kao što su raslojavanja koja su u ravnini okomitij na smjer X-zrake (AMTH – Airframe, 2023.). Većina kompozitnih materijala propusna je za X-zrake, pa se koristi zračenje nižih energija. Ovaj način ispitivanja nije prilagođen ispitivanju dijelova koji se nalaze na zrakoplovu i predstavlja zdravstveni rizik za operatere. Operateri moraju biti zaštićeni olovnim zaslonima i moraju biti na dovoljnoj udaljenosti od izvora zračenja.

3.5. Termografija

Termografija obuhvaća sve metode u kojima se mjere temperaturne varijacije dijelova koji se ispituju. Sve termografske tehnike oslanjaju se na razlike u toplinskoj vodljivosti između normalnih područja bez defekata i onih s defektima. Obično se izvor topline koristi za podizanje temperature dijela koji se ispituje dok se promatraju učinci površinskog zagrijavanja. Budući da područja bez oštećenja provode toplinu učinkovitije od područja s greškama, količina topline koja se apsorbira ili reflektira ukazuje na kvalitetu spoja. Vrste nedostataka koji utječu na toplinska svojstva uključuju odvajanje, pukotine, oštećenja od udarca, stanjivanje ploče i prodor vode u kompozitne materijale i saćastu jezgru kompozita (AMTH – Airframe, 2023.).

3.6. Detekcija vlage

Detektor vlage može se koristiti za otkrivanje vode u saću sendvič strukture. Detektor vlage mjeri gubitak snage radijske frekvencije uzrokovan prisutnošću vode. Detektor vlage se često koristi za otkrivanje vlage u prostoru nosa zrakoplova (AMTH – Airframe, 2023.).

4. POPRAVAK KOMPOZITNE SAĆASTE SENDVIČ STRUKTURE ZRAKOPLOVA

4.1. Klasifikacija oštećenja

Privremeni popravak je popravak koji zadovoljava kriterije čvrstoće, ali je ograničen vremenom ili brojem ciklusa letenja, odnosno ima smanjenu trajnost. Takva procjena životnog vijeka popravka, zahtijeva da se na njegovom kraju popravljani dio mora obnoviti ili zamijeniti. Privremeni popravak revitalizira potrebnu čvrstoću komponente, ali ovaj popravak ne obnavlja trajnost komponente. Zbog toga te komponente imaju drugačije metode i intervale pregleda od originalnog dijela Trajni popravak je popravak koji zadovoljava kriterije čvrstoće, ali nije ograničen vremenom ili brojem ciklusa letenja, odnosno nema smanjenu trajnost u odnosu na originalni dio, te takve komponente imaju iste metode i intervale pregleda kao originalni dio (AMTH – Airframe, 2023.).

4.2. Manja oštećenja jezgre sendvič strukture (popravci punjenjem i premazivanjem)

Punila se mogu koristiti za popravak oštećenja sendvič strukture saćastog oblika koja je manja od 0,5 inča. Materijal saća može ostati na svom mjestu ili se može ukloniti i napuniti punjenjem kako bi se obnovila čvrstoća. Popravci punjenjem ne vraćaju potpunu čvrstoću komponenti. Punila su najčešće epoksidne smole ispunjene šupljim staklom, fenolnim ili plastičnim mikrobalonima, pamukom, floxom ili drugim materijalima.

Veća masa punila u odnosu na jezgru kompozitnih materijala može utjecati na uravnoteženje leta. Zbog toga se mora izračunati masa popravka. Masa popravka mora se izračunati i usporediti s ograničenjima mase i

uravnoteženja navedenim u uputama za popravljanje struktura (engl. The structural repair manual – SRM) (AMTH – Airframe, 2023.).

4.3. Oštećenje koje zahtijeva zamjenu jezgre i popravak jedne ili obje ploče površinskog sloja

U nastavku je prikaz zamjene jezgre i popravka ploče površinskog sloja u koracima.

Korak 1: Pregled oštećenja. Oštećenja tanke laminatne površine mogu se vizualno pregledati i testirati lupkanjem kako bi se mapirala oštećenja. Deblji laminati zahtijevaju dublje NDI metode, poput ultrazvučne inspekcije. Proveriti područje oštećenja zbog ulaska vode, ulja, goriva, prljavštine ili drugih stranih tvari. Voda se može otkriti rendgenskim zrakama, pozadinskim svjetlom ili detektorom vlage.

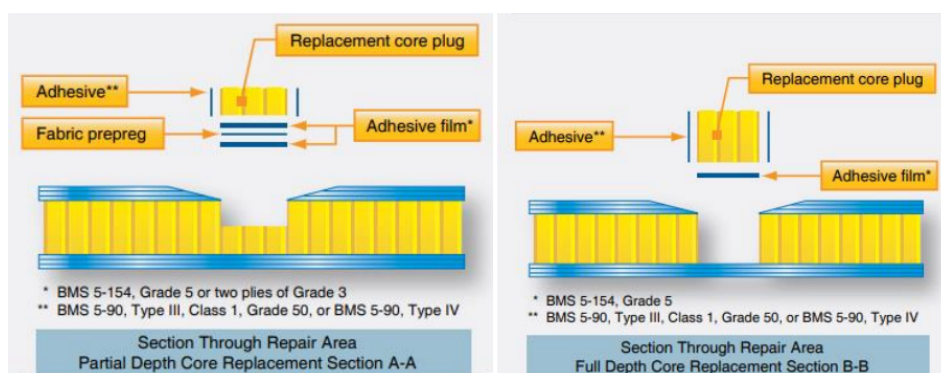
Korak 2: Uklanjanje vode iz oštećenog područja. Voda mora biti uklonjena iz jezgre oštećenog područja prije popravka. Zbog visokih temperatura tijekom procesa otvrdnjavanja može doći to ključanja vode i odvajanja površinskog sloja od jezgre što rezultira dodatnim oštećenjem. Voda u saćastoj jezgri također bi se mogla smrznuti na niskim temperaturama koje vladaju na visokim nadmorskim visinama, što bi moglo rezultirati odvajanjem slojeva.

Korak 3: Uklanjanje oštećenja. Odrezati oštećenja na ploči u glatki oblik s zaobljenim kutovima ili u kružni ili ovalni oblik. Pokušati ne dodatno oštećivati neoštećene slojeve, jezgru ili okolni materijal. Ako je jezgra također oštećena, ukloniti jezgru obrezivanjem do ruba neoštećenog dijela.

Korak 4: Priprema popravka oštećenog područja. S brusilicom s diskom ili rotirajućom pločom izraditi konus oko oštećenja. Neki proizvođači daju omjer sužavanja, kao npr. 1:40, dok drugi propisuju sužavanje putem duljine preklapanja od 1 inča za svaki sloj strukture. Ukloniti vanjski dio, uključujući premaz koji je barem za 1 inč veći od donjeg sloja strukture. Na kraju ukloniti svu prašinu od brušenja i s čistom krpom namočenom u otapalo očistiti oštećeno područje.

Korak 5: Ugradnja saćaste strukture jezgre. S nožem izrezati zamjensku jezgru. Jezgreni čep mora biti istog tipa, klase i razred kao i originalna jezgra. Smjer ćelija saćaste strukture jezgre treba poravnati s

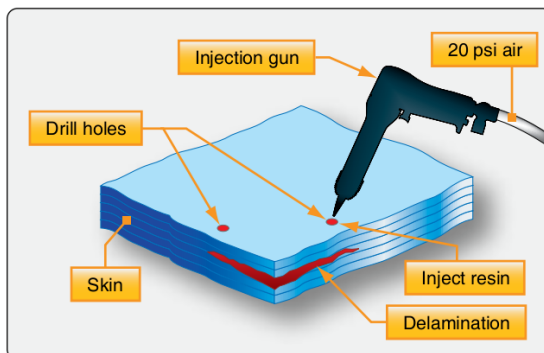
ćelijama sačaste strukture okolnog materijala. Čep se mora izrezati na odgovarajuću duljinu i očistiti otapalom. Za popravak impregniranog sloja, potrebno je izrezati dva sloja tkanine koja odgovaraju unutarnjoj pripremljenoj površini. Impregnirati slojeve tkanine sa smolom i staviti u otvor za daljnju ispunu punilom. Na smolom impregnirani sloj tkanine koji odgovara otvoru staviti čep i ispuniti ga s pjenastim ljepilo. Poravnati ćelije čepa s originalnim materijalom. Očistiti područje popravka te koristiti peć ili grijanu deku za proces stvrdnjavanja zamjenske jezgre. Zamjenska jezgra se stvrdnjava zasebnim ciklusom stvrdnjavanja. Nakon stvrdnjavanja, čep se brusi u istu ravninu s okolnim područjem.



Slika 3: Zamjena jezgre (AMTH – Airframe, 2023.)

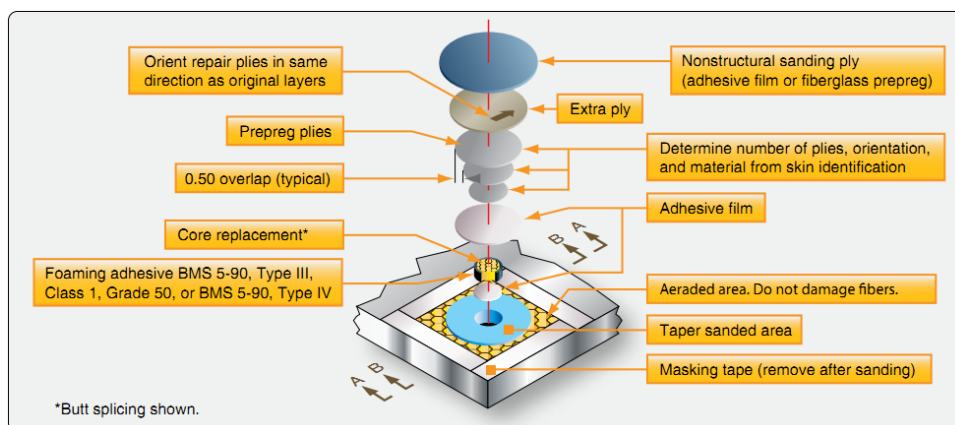
Popravci ubrizgavanjem smole:

Popravci ubrizgavanjem smole (slika 4) koriste se na lagano opterećenim strukturama za manja oštećenja čvrstih laminata zbog delaminacije. Na vanjskoj strani područja delaminacije buše se dvije rupe i nisko-viskozna smola ubrizgava se kroz jednu rupu dok ne izađe iz druge rupe. Popravci ubrizgavanjem smole ponekad se koriste na sendvič sačastoj strukturi kako bi se popravila odvajanja lica (površinskog sloja). Nedostaci metode ubrizgavanja smole su što se vlakna režu kao rezultat bušenja rupa, teško je ukloniti vlagu iz oštećenog područja i teško je postići potpuno prodiranje smole.



Slika 4: Popravak ubrizgavanjem smole (AMTH – Airframe, 2023.)

Korak 6: Ugradnja zamjenskih slojeva. Obično se postavi jedan sloj tkanine više od originalnog dijela. Slojevi se izrezuju na ispravnu veličinu s time da je prvi sloj najmanji. Reparacijski slojevi moraju biti postavljeni u istom smjeru kao i originalni slojevi koji se popravljaju. Impregnirati tkaninu unaprijed ili impregnirati slojeve smolom.



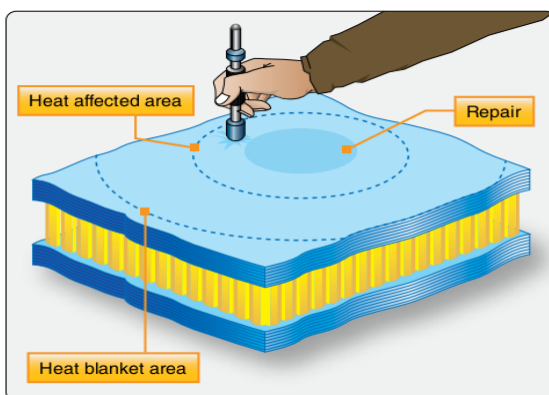
Slika 5: Ugradnja slojeva tkanine (AMTH – Airframe, 2023.)

Korak 7: Vakuum vreća. Kada su slojevi materijala postavljeni na mjesto popravka, za uklanjanje zraka i stvaranje u području popravka tlaka tijekom stvrđavanja koristi se vakuumska vreća.

Korak 8: Ciklus stvrđavanja. Impregnirani slojevi mogu se stvrdnuti na sobnoj temperaturi. Povišena temperatura se može koristiti kako bi se ubrzalo stvrđavanje. Dijelovi popravljani s unaprijed impregniranim slojem stvrđavaju se prema povišenom temperaturnom ciklusu. Dijelovi koji se mogu skinuti sa zrakoplova, mogu se stvrdnuti u toplom prostoru ili peći.

Grijana deka koristi se za popravke na zrakoplovu. Nakon stvrdnjavanja ukloniti alate i pregledati popravak. Popravak bi trebao biti bez udubljenja, mjehurića, područja bogatih smolom ili područja bez smole. Lagano izbrusiti površinu popravka kako bi se dobila glatka površina bez oštećenja vlakana. Nanijeti završni sloj i vodljivi premaz kao zaštitu od udara munje.

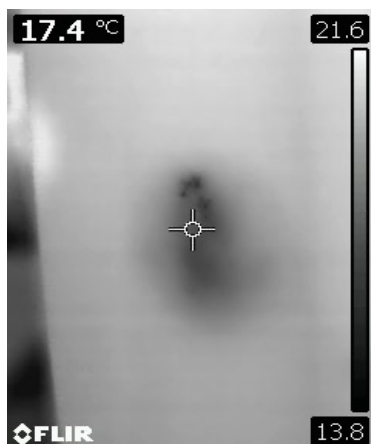
Korak 9: Pregled nakon popravka. Koristiti vizualni pregled, zvučno testiranje i/ili ultrazvučni pregled mjesta popravka. Na kraju izvršiti provjeru ravnoteže ako je napravljen popravak na površini za upravljanje letom. Nepriдрžavanje provjere ravnoteže može rezultirati podrhtavanjem u letu, što može utjecati na sigurnost leta.



Slika 6: Inspekcija nakon popravka (AMTH – Airframe, 2023.)

5. ZAMJENA UMETKA ZA OVJEŠENJA (ENGL. HOIST POINT) U KOMPOZITNOJ STRUKTURI KORMILA SMJERA (ENGL. RUDDER) ZRAKOPLOVA A320

Slijedom povratnih informacija iz održavanja zrakoplova A320, došlo je do spoznaje da oko umetaka u strukturni kompozit dolazi do ulaska vlage u sačasti dio strukturnog kompozita što uzrokuje narušavanje integriteta i slabljenje kompozita. U program baznog održavanja zrakoplova A320 zrakoplova uvrštena je inspekcija kormila smjera (engl. rudder-a) te je termografskom metodom nerazornog ispitivanja (slika 7) uočena vlaga u kompozitnoj strukturi oko gornjeg lijevog umetka za ovješanje (engl. hoist point, LH upper).

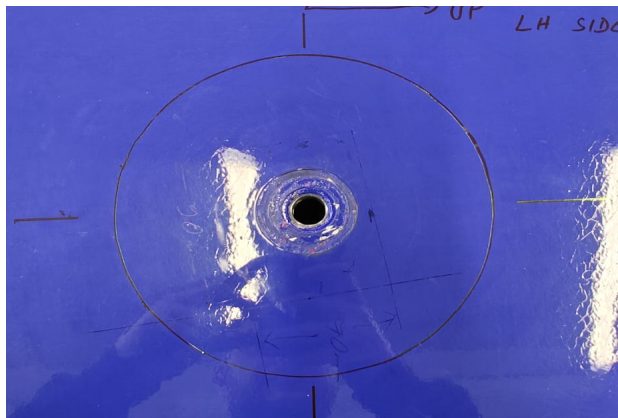


Slika 7: Ispitivanje kompozita metodom termografije (autorska fotografija)

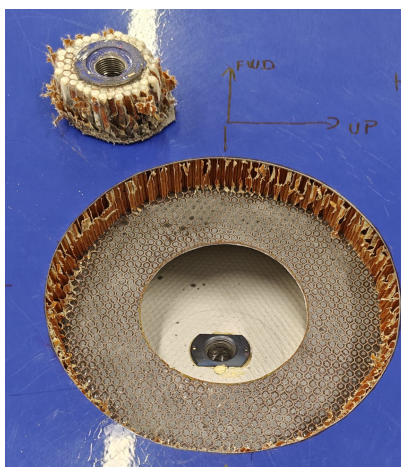
Nakon nerazornog ispitivanja, sukladno referentnoj dokumentaciji održavanja zrakoplova (engl. structural repair manual – SRM) pristupilo se popravku afektiranog dijela strukture kormila smjera zrakoplova A320. Ovo je primjer trajnog popravka kod kojeg nije bilo potrebno balansiranje jer se popravljene dio nalazi na sredini i ne utječe na centar gravitacije.

Proces popravka kompozitne sačaste strukture zrakoplova je sljedeći:

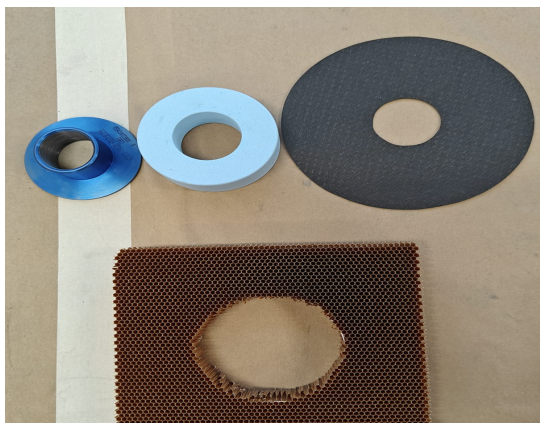
- ✓ Označavanje područja iz kojeg je potrebno ukloniti saće iz kompozitne strukture u kojem je nađena voda (slika 8),
- ✓ Uklanjanje saća iz kompozitne strukture u kojem je nađena voda i umetka za ovješanje (engl. hoist point) (slika 9),
- ✓ Izrada komponenti za zamjenu izrezanih dijelova iz kompozitne strukture kormila smjera (slika 10),
- ✓ Umetanje komponenti popravka u izrezano područje (slika 11),
- ✓ Nanošenje ljepila na pripremljene komponente popravka te postavljanje vakuum vreće koja će biti zalijepljena na mjesto popravka u točno definirano vrijeme i na točno definiranoj temperaturi da uspije proces lijepljenja komponenti, sukladno dokumentaciji proizvođača zrakoplova (slika 12 i 13),
- ✓ Na zalijepljene komponente popravka nanose se dva sloja karbonskih vlakana u polimernoj matrici te nakon toga dva sloja staklenih vlakana u polimernoj matrici tehnologijom lijepljenja ispod vakuumske vreće na temperaturi sukladno dokumentaciji proizvođača zrakoplova (slika 14),
- ✓ Ugradnja novog umetka ovješanja i priprema za završno bojanje (slika 15).



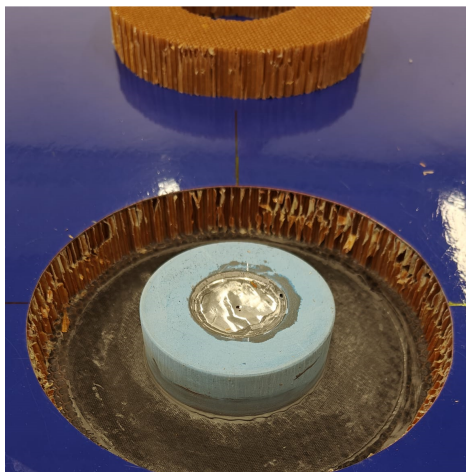
Slika 8: Oznacavanje područja iz kojeg je potrebno ukloniti saće iz kompozitne strukture (autorska fotografija)



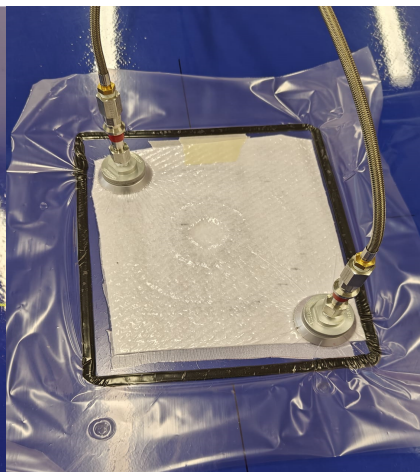
Slika 9: Uklanjanje saća iz kompozitne strukture (autorska fotografija)



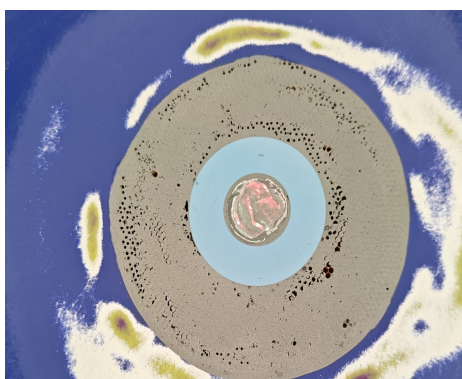
Slika 10: Izrada komponenti za zamjenu izrezanih dijelova (autorska fotografija)



Slika 11: Umetanje komponenti popravka u izrezano područje (autorska fotografija)



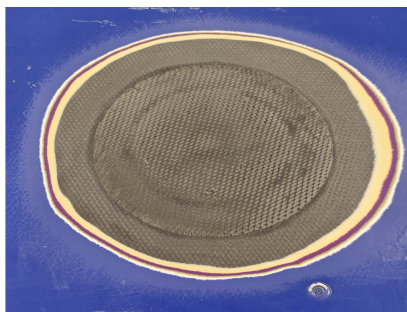
Slika 12: Nanošenje ljepila na komponente popravka i postavljanje vakuum vreće (autorska fotografija)



Slika 13: Izgled mjesta popravka nakon zalijepljenih komponenti (autorska fotografija)



Slika 14: Nanošenje dva sloja karbonskih vlakana i dva sloja staklenih vlakana u polimernoj matrici tehnologijom lijepljenja (autorska fotografija)



Slika 14: Ugradnja novog umetka ovješena i priprema za završno bojanje (autorska fotografija)

6. ZAKLJUČAK

Kompozitni materijali koriste se na mnogim vanjskim dijelovima zrakoplova. Zbog njihove kompleksne strukture, popravak dijelova od kompozitnih materijala složen je posao koji se mora provoditi prema uputama proizvođača. Bez obzira da li se radi o trajnim ili privremenim popravcima, u oba slučaja kriterij čvrstoće popravljenih dijelova mora biti zadovoljen. Ovisno o tipu popravka, mora se odabrati i adekvatna metoda ispitivanja kojom se utvrđuje ispravnost popravljenog dijela. Osim metoda nerazornih ispitivanja, važna je i vizualna provjera popravka kojom se mogu utvrditi neke veće nepravilnosti. Posebnu pozornost potrebno je obratiti na popravke koji se obavljaju na upravljačkim površinama, gdje potrebno proračunati masu popravka i provjeriti ravnotežu da ne bi došlo do podrhtavanja tijekom upravljanja zrakoplovom. Mjesto popravka uključuje toleranciju oštećenja na osnovu koje se određuje da li je popravak privremen ili trajan. Privremeni popravci, zbog svoje smanjene trajnosti, imaju kraći eksploatacijski period od trajnih popravaka. Osim toga, privremeni popravci imaju i kraće inspekcijske intervale, te ih je potrebno češće provjeravati tijekom eksploatacije.

Kompozitni materijali posebno su osjetljivi na vlagu koja može smanjiti čvrstoću područja u koje je ušla. Višak vlage u kompozitnim materijalima ne predstavlja samo problem tijekom eksploatacije, već može imati i negativan utjecaj tijekom popravka i smanjiti čvrstoću i trajnost popravljenog dijela. Primjer popravka kormila smjera prikazuje proceduru popravka koju je naveo proizvođač zrakoplova A320. Termografskom metodom ispitivanja, otkrivena je prisutnost vlage u strukturi kormila smjera zrakoplova. Nakon uklanjanja dijela koji je bio zahvaćen vlagom, rupa se ispunjava i zatvara po proceduri koju je propisao proizvođač zrakoplova. Budući da popravljeni dio svojim smještajem ne utječe na centar gravitacije izvedeni popravak je trajan.

LITERATURA

1. AMTH – Airframe, 2023., Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe, US Department of Transportation, Federal Aviation Administration,
2. AMTH – General, 2023., Aviation Maintenance Technician Handbook – General, US Department of Transportation, Federal Aviation Administration,
3. Tavares, S., De Castro, P., 2019., Damage Tolerance of Metallic Aircraft Structures, Springer,
4. Filetin, T., Kovačiček, F., Indof, J., 2006., Svojstva i primjena materijala, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb.