

**Dr Vlado Radić,**  
potpukovnik, dipl. inž.  
Vojnotehnički institut VJ,  
Beograd

## **PRIMENA KOMPOZITNIH MATERIJALA U VAZDUHOPLOVNOJ INDUSTRIJI**

UDC: 629.7.023-034:623.483

### *Rezime:*

*Primena kompozitnih materijala u vazduhoplovnoj industriji usmerena je na smanjenje mase, povećanje čvrstoće određenih delova i sklopova, uštedu deficitarnih i skupih materijala. Kompozitni materijali se koriste već duže vreme, a njihova primena je sve veća u mnogim segmentima konstrukcije aviona.*

*Ključne reči: kompozitni materijali, avion, helikopter, proizvodnja, vlakno, svojstva kompozitnih materijala.*

---

## **COMPOSITE MATERIALS APPLICATION IN AIRCRAFT INDUSTRY**

### *Summary:*

*Composite materials application in aircraft industry have a tendency in reduction of mass, increase of strength of some elements and assemblies and in saving deficient and expensive materials. Composite materials are used for a long time and their application increases in many segments of aircrafts.*

*Key words: composite materials, aircraft, helicopter, production, fiber, characteristics of composite materials.*

---

### **Uvod**

Vazduhoplovnu tehniku karakteriše visoka tehnologija pa primena materijala koji će izdržati zahtevane uslove – povećanu temperaturu i pritiske, velike brzine, eroziju, koroziju, zamor – ima odlučujući uticaj na pouzdanost letelica, iskorišćenje maksimalnih mogućnosti i produženje radnog veka. Poznate svetske kompanije za proizvodnju letelica (Boeing, Mc Donnell Douglas, Tupoljev, Iljušin, Airbus) prate, analiziraju i primenjuju savremene materijale, kao što su kompozitni materijali, prvenstveno radi smanjenja

mase letelica, ostvarenja ušteda u skupim i deficitarnim metalnim materijalima i zadovoljenja postavljenih zahteva konstrukcije čvrstoće i pouzdanosti.

### **Vrste i svojstva kompozitnih materijala**

Kompozitni materijal (KM) ili kompozit jeste sistem materijala koji se sastoji od smeše ili kombinacije dva ili više mikro ili makrokonstituenata različitih po obliku i hemijskom sastavu i koji su, u suštini, nerastvorljivi jedan u drugom.

Inženjerski značaj kompozitnog materijala je u tome što se dva ili više posebnih materijala međusobno kombinuju radi obrazovanja kompozitnog materijala sa svojstvima koja su bolja od svojstava pojedinačnih komponenata. Materijali na atomskom nivou, kao što je to većina metalnih legura i polimernih materijala, mogli bi se nazvati kompozitnim pošto se sastoje od različitih i posebnih atomskih grupa. Metalna legura na mikroskopskom nivou (kao što je, na primer, ugljenični čelik koji sadrži ferit i perlit) mogla bi se nazvati kompozitnim materijalom, pošto su ferit i perlit vidljivi konstituenti koji se uočavaju pomoću optičkog mikroskopa. Na makroskopskom nivou plastika ojačana staklenim vlaknima, u kojoj se staklena vlakna mogu jasno raspoznati golim okom, mogla bi se, takođe, smatrati kompozitnim materijalom.

Većina kompozitnih materijala sastoji se od izabranog punioca ili ojačavajućeg materijala i pogodnog vezivnog sredstva za dobijanje posebnih karakteristika i zahtevanih svojstava. Obično komponente nisu rastvorljive jedna u drugoj, i mogu se fizički ustanoviti na osnovu međupovršina između njih. Kompoziti mogu biti raznovrsni. Neki su vlaknasti (sastavljeni od vlakana u osnovi), a neki disperzni (sastavljeni od čestica u osnovi). Dve „osnovne“ vrste kompozitnih materijala, koji se koriste za inženjerske primene, jesu materijali ojačani staklenim vlaknima sa poliestarskom ili epoksidnom osnovom i ugljenična vlakna u epoksidnoj osnovi. Pored njih primenjuju se i aramidna vlakna (aromatično poliamidno polimerno vlakno sa vrlo krutom molekulskom strukturom).

Staklena vlakna upotrebljavaju se za ojačavanje osnova od plastike radi dobi-

janja konstrukcionih kompozita. Ovakvi materijali imaju sledeće karakteristike: visok odnos čvrstoće i mase, dobru dimenzionalnu stabilnost i dobru otpornost prema zagrevanju, hlađenju, vlazi i koroziji, lako se izrađuju i imaju relativno nisku cenu.

Kompozitni materijali koji se izrađuju upotrebom ugljeničnih vlakana za ojačavanje plastičnih osnova, kao što je epoksidna smola, karakterišu se malom masom, veoma visokom čvrstoćom i visokom krutošću (modulom elastičnosti). Ova svojstva čine upotrebu plastičnih kompozitnih materijala sa ugljeničnim vlaknima posebno interesantnim za primenu u vazduhoplovstvu i kosmičkoj tehnici. Nažalost, relativno visoka cena ugljeničnih vlakana ograničava njihovu upotrebu u mnogim drugim oblastima, kao što je, na primer, automobilska industrija.

Vlaknasti polimerni KM dobili su široku primenu u vazduhoplovnoj industriji zahvaljujući izuzetnim kombinacijama konstrukcionih i posebnih svojstava. U poređenju sa tradicionalnim materijalima oni imaju znatno veću specifičnu čvrstoću i tvrdoću. Međutim, upoređenje anizotropnih materijala, koji imaju transversalno izotropnu strukturu armiranja, sa izotropnim metalnim legurama nije korektno. U tabeli 1 navedena su konstrukciona svojstva tipičnih predstavnika KM sa pseudoizotropnom strukturom armiranja i tradicionalnih metalnih materijala. Prema osnovnim pokazateljima, kao što su gustina, modul elastičnosti, čvrstoća na istezanje, puzanje, otpornost na zamor, sposobnost prigušenja i koroziona postojanost, polimerni KM, u dijapazonu temperatura od  $-60^{\circ}\text{C}$  do  $200^{\circ}\text{C}$ , prevazilaze legure aluminijuma, a u nekim slučajevima i legure titana i čelika.

Konstrukciona svojstva tipičnih KM i tradicionalnih metalnih materijala

Materijal	Gustina (kg/m <sup>3</sup> )	Modul elastičnosti E 10 <sup>-3</sup>	Čvrstoća na zamor na ba- zi 10 <sup>7</sup> ciklusa	Logaritamski dekrement slabljenja (%)	Čvrstoća na vibracije	Frekventni parametar (E/d) <sup>0,5</sup>	Specifična čvrstoća, uslovna jedinica
		MPa					
KM na bazi ugljeničnih vlakana	1500	88	25	3,2	0,80	79	36
KM na bazi staklenih vlakana	2000	32	14	4,6	0,65	40	30
Legure aluminijuma	2700	72	13	0,65	0,09	51	14
Legure titana	4500	120	50	0,03	0,015	52	27

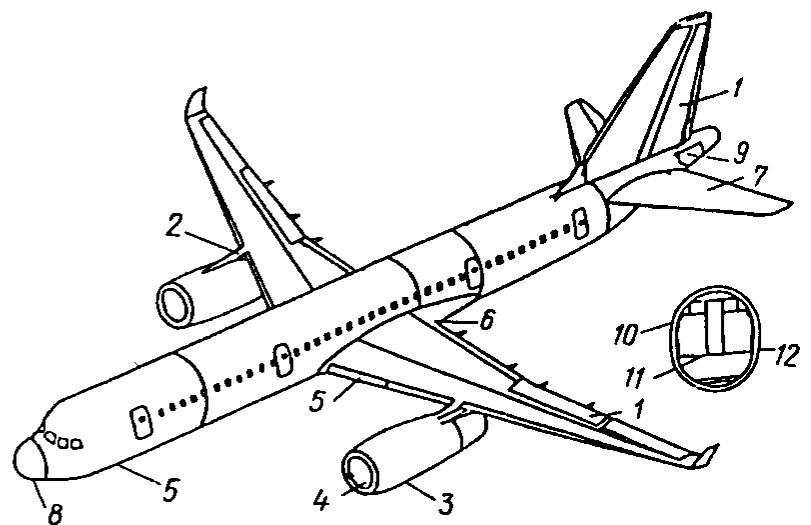
Po žilavosti, čvrstoći i tvrdoći, i posebno po otpornosti na sabijanje, KM su slabiji u odnosu na metale. Međutim, stvaranjem heterovlaknastih sistema navedene karakteristike materijala u konstrukcijama mogu se znatno poboljšati. Primena polimernih KM sa ugljeničnim vlaknima jedno je od efikasnijih sredstava za smanjenje mase konstrukcije, a uslovljena je, u poređenju sa tradicionalnim konstrukcionim materijalima, nizom prednosti, kao što su:

- vrlo visoka specifična čvrstoća i tvrdoća (nekoliko puta prevazilaze metale);
- izuzetna otpornost na zamor i postojanost na vibraciona i akustička opterećenja;
- sprečavanje razvoja prskotina;
- upravljanje anozotropijom svojstava u širokom dijapazonu;
- povećanje eksploatacione pouzdanosti i korozijske postojanosti delova;
- tehnološki aspekti mogućnosti dobijanja monolitnih konstrukcija velikih gabarita, složenih aerodinamičkih oblika, itd.

U konstrukciji putničkog aviona, kao što je npr. ruski Tu-204, obim primene

KM iznosi 3900 kg, ili 14% od mase konstrukcije (pri tome je masa aviona smanjena za 1247 kg).

Konstrukcije elemenata, komponenti i agregata od KM aviona Tu-204 (slika 1) moguće je podeliti u tri grupe: monolitni, troslojni panelnog oblika i montažni (koji se sastoje od prethodno oblikovanih elemenata). Pri projektovanju tog aviona, uporedo sa smanjenjem mase i korišćenjem drugih prednosti KM, razrešeni su i tehnološki aspekti njihove proizvodnje. U osnovi rešenja nalazi se povezivanje tehnoloških svojstava KM sa visokomehanizovanim ili automatizovanim metodama izrade elemenata konstrukcije.



Sl. 1 – Kompozitni materijali u konstrukciji aviona Tu-204

Tabela 2

Delovi aviona Tu-204 koji se izrađuju od kompozitnih materijala

Pozicija na slici 1	Naziv sklopa	Površina od KM u avionu (m <sup>2</sup> )	Masa dela konstrukcije od KM (kg)
1	agregati mehanizma krila	40	660
2	pajlon	1,5	36
3	nosač motora	12	221
4	uvodnik vazduha	4	10
5	vrata otvora za smeštaj stajnog trapa	16	184
6	aerodinamička oplata krila	12	187
7	agregati krila: – rebro – stabilizator	55 25	232 544
8	nosna obloga	3	34
9	pomoćna vrata	4,2	26
10	saćasti paneli	10	32
11	paneli poda	113,7	746
12	monolitni delovi	–	498
	Ostalo:	–	490
	<b>Ukupno:</b>	<b>296,4</b>	<b>3900</b>

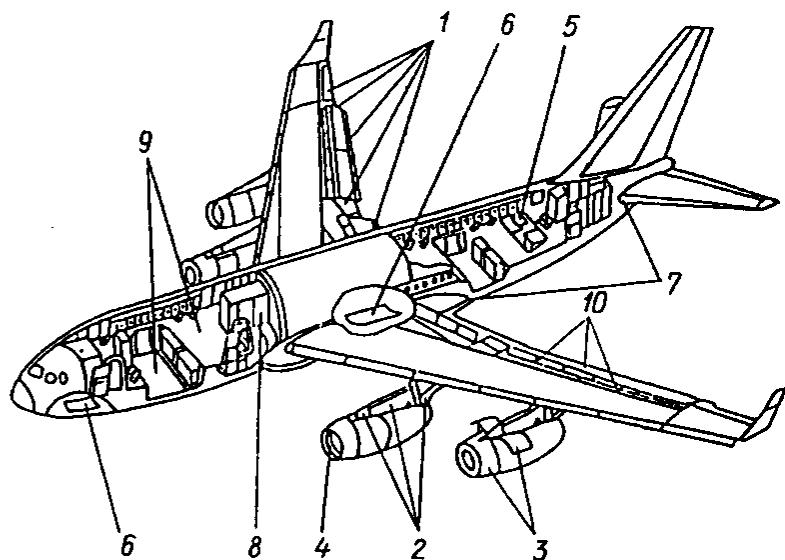
Pokušaj da se u vazduhoplovnom naučno-tehničkom kompleksu TUPO-LJEV primeni organoplastika, na avione prethodne generacije, za izradu saćastih i monolitnih panela stabilizatora sa radnom temperaturom preko 100°C, pokazao je njihovu visoku pouzdanost u eksploataciji, posebno u tehničkom održavanju (opsluživanju i servisiranju).

U elementima enterijera i aerodinamički oblikovanog radara primenjen je visokotehnološki materijal – sferotekstolit. Takođe, široko se primenjuju ugljenična i staklena vlakna, izrađena po posebnoj tehnologiji. Paneli poda aviona izrađeni su od organoplastike u spoju sa saćima na bazi polimerne hartije. Za izradu aerodinamički oblikovanog radara primenjena je stakloplastika na bazi

epoksidno-fenolnog veziva. Pri izradi agregata aviona od ugljeničnih vlakana i organoplastike koristi se epoksidno vezivo sa radnom temperaturom u intervalu od 120 do 130°C.

U konstrukciji aviona Il-96-300 u većoj količini primenjen je KM (1650 kg), što je omogućilo da mu se masa smanji za 520 kg.

Specifičnost primene KM u konstrukciji aviona Il-96-300 (slika 2) sastoji se u tome što su svi elementi konstrukcije izrađeni od hibridnih materijala. U toku tehnološkog procesa na površinu tankih oplata od impregniranih ugljeničnih traka oblikovan je sloj organske tkanine koja obezbeđuje korozionu postojanost i zaštitu krutih slojeva ugljeničnih vlakana od oštećenja u procesu eksploatacije. U konstrukcijama koje su više opterećene sloj organoplastike ravnomerno je raspoređen po debljini oplata (25% slojeva organoplastike od ukupnog broja slojeva), što obezbeđuje visoku otpornost na pojavu prskotina. Primenjeni dodatni slojevi od organske tkanine isključuju kontakt koroziono aktivne stakloplastike sa delovima od aluminijuma ili čelika. Na taj način ublažavane su i teškoće u izvršenju montažnih radova i prilagođavanju delova, jer se bušenje i rezanje izvodi po



Sl. 2 – Kompozitni materijali u konstrukciji aviona Il-96-300

Delovi aviona Il-96-300 koji se izrađuju od kompozitnih materijala

Pozicija na slici 2	Naziv sklopa	Vrsta KM	Površina od KM u avionu (m <sup>2</sup> )	Masa dela konstrukcije od KM (kg)
1	agregati mehanizma krila (krilca, komandne površine, aerodinamička kočnica, prednji i zadnji deo zakrilaca, delovi za opstrujavanje zakrilaca)	KM na bazi ugljeničnih vlakana	100	690
2	pajlon (unutrašnji, spoljašnji, obloge)	KM na bazi ugljeničnih vlakana	48	230
3	nosač motora (prednji deo, vrata)	KM na bazi ugljeničnih vlakana	82	355
4	uvodnik vazduha	KM na bazi staklenih vlakana	28	85
5	pomoćna vrata	KM na bazi staklenih vlakana	15	3
6	vrata otvora za smeštaj stajnog trapa	KM na bazi ugljeničnih vlakana	23	120
7	aerodinamička oplata krila	KM na bazi staklenih vlakana	68	165
Svega:			364	1650
Enterijer				
8	saćasti paneli	stakloplastika, polimerni KM	450	1145
Prostor u avionu				
9	saćasti paneli	polimerni KM	260	440
Svega u salonu aviona:			710	1585
Perspektivni podsklopovi (komponente)				
10	paneli zadnjeg dela krila	KM na bazi ugljeničnih vlakana	70	150

slojevima organske tkanine. Posebna pažnja pri izradi aviona Il-96-300 poklonjena je korozionoj postojanosti KM.

Pri cikličnim opterećenjima KM poseduju veću otpornost na zamor nego tradicionalni materijali. Znatno im je manja osetljivost na koncentraciju napreznja, a mala brzina prostiranja prskotina obezbeđuje povećanu trajnost konstrukcije.

Kod elemenata od visokomodulnih polimernih KM spektar sopstvenih oscilacija mnogo je veći nego kod elemenata od metala. Ako su za legure aluminijuma, titana i čelika spektri sopstvenih frekvencija oscilovanja bliski rezonantnim, a od-

stupanje od rezonantnog režima zahteva izmenu geometrijskih veličina elemenata, tada se za visokomodulne polimerne KM to postiže promenom orijentacije vlakana u pojedinim slojevima. Primena KM, naročito ugljeničnih vlakana, karakteriše se pojavom niskotemperaturnog koeficijenta linearne dilatacije, što omogućava da se smanji toplotno opterećenje konstrukcije. Prednosti KM povezane su sa mogućnošću širokog variranja praktično svih svojstava materijala, što se postiže izborom komponenti od kojih su sastavljeni, njihovim masenim odnosima, rasporedom i orijentacijom u zapremini materijala. To omogućava da se dobiju KM

višefunkcionalnih namena, često sa suprotnim radnim svojstvima.

Kompozitni materijali ispunjeni staklenim, organskim i keramičkim vlaknima na bazi oksida metala poseduju visoka dielektrična svojstva uslovljena niskom dielektričnom konstantom i povećanom specifičnom električnom otpornošću materijala vlakana. Minimalnu veličinu dielektrične konstante i faktora gubitaka pri prolasku kroz KM i stabilnost tih karakteristika u eksploatacionim uslovima ispunjavaju polimerni KM armirani kvarcnim, staklenim i organskim vlaknima. Dielektrična konstanta i faktor gubitaka mogu se menjati vrlo široko, u zavisnosti od prirode vlakana i veziva. Pored mehaničkih i električne i termofizičke karakteristike KM veoma su anizotropne, posebno onih sa ugljeničnim i bornim vlaknima. Sposobnost kompozita da se suprotstavi dejstvu visokotemperaturnih toplotnih tokova (flukseva) zasnovana je na ablaciji. Termozaštitna svojstva materijala uslovljena su smanjenjem toplotnog fluksa usled apsorpcije energije pri složenim fizičko-hemijskim procesima (sublimacija, mehanički lom, topljenje, destrukcija, itd.), koji se dešavaju na površini materijala podvrgnutog dejstvu toplotnog fluksa. Termozaštitna svojstva KM poboljšavaju se sa povećanjem njihove gustine, orijentacijom vlakana normalno na pravac toplotnog fluksa, smanjenjem sadržaja veziva i povećanjem temperature topljenja (sublimacije) armiranih vlakana. Postojani na ablaciju su stakloplastični i KM na bazi ugljeničnih vlakana. Kompozitni materijali na bazi ugljeničnih vlakana poseduju najveću otpornost na dejstvo visokotemperaturnih toplotnih fluksa. Radi smanjenja visoke toplotne provodljivosti KM na bazi ugljeničnih vlakana, u njihov sastav

uvode se, osim ugljeničnih, i druga vlakna sa manjom toplotnom provodljivošću: cirkonijum-dioskid, silicijum-karbid i druga jedinjenja.

Mnogi polimerni KM poseduju svojstva koja obezbeđuju radnu sposobnost konstrukcija u različitim uslovima. Tako, na primer, konstrukcije od KM na bazi ugljeničnih vlakana mogu imati, uporedo sa potrebnom čvrstoćom i zahtevanim resursom eksploatacije, hemijsku postojanost, stabilnost geometrijskih veličina, postojanost prema abraziji (habanju), elektro, termo i prirodnu provodljivost (karakteristična kompleksna provodljivost).

Pri projektovanju konstrukcija od KM potrebno je pronaći kompromisna rešenja između težnji da se dobije minimalna masa konstrukcije sa graničnim mehaničkim karakteristikama i cene, kao i teškoća pri njihovoj proizvodnji. Bez obzira na prisustvo polimernih KM sa veoma visokom čvrstoćom (3500 MPa) i visokim modulom elastičnosti (300 GPa), najčešće se primenjuju oni materijali koji obezbeđuju čvrstoću u monosloju na nivou 1000 do 2000 MPa. Više od 50% konstrukcija u današnje vreme mogu se izraditi od KM na bazi ugljeničnih vlakana sa čvrstoćom monosloja do 1500 MPa, a samo za 15% konstrukcija potrebna je čvrstoća veća od 3000 MPa. Za 75% konstrukcija prihvatljivi su moduli elastičnosti u granicama 120 do 250 GPa, a samo za 20% konstrukcija potrebni su KM na bazi ugljeničnih vlakana sa nivoom radnih temperatura viših od 300°C.

Smanjenje mase i povećanje radnih karakteristika vazduhoplovne tehnike, umnogome zavisi od obima primene KM koji konstantno raste. Postoji minimalni (kritični) nivo primene KM koji određuje tehničko-ekonomsku svrsishodnost pri-

mene, uz uzimanje u obzir troškova organizacije njihove proizvodnje. Pri primeni KM na bazi ugljeničnih vlakana do 10% po masi konstrukcije, ekonomski je opravdano korišćenje materijala sa čvrstoćom monosloja 1000 MPa. U tom slučaju od KM se izrađuju manje opterećeni elementi: okviri otvora, štitnici, agregati mehanike krila i elementi konstrukcije koji nisu bitni za bezbednost vazduhoplova. Primena KM na bazi ugljeničnih vlakana sa čvrstoćom većom od 1500 MPa omogućava da se postigne nivo primene od 15 do 20% (pajloni, delovi šasije, stabilizatori, noseći elementi konstrukcije trupa), pri čemu je moguće ostvariti ne samo ekonomsku opravdanost korišćenja nego i poboljšanje letno-tehničkih karakteristika aviona: smanjenje troškova za gorivo, povećanje daljine doleta, povećanje korisnog opterećenja i dr.

Ekonomski je opravdana primena KM na bazi ugljeničnih vlakana sa čvrstoćom od 2000 do 3000 MPa, u konstrukcijama koje obezbeđuju dostizanje obima njihove primene većeg od 25% mase (krilo, veći deo trupa). U tom slučaju smanjenje mase je toliko veliko da se mogu realizovati konstrukcije delova sa principijelno drugačijim taktičko-tehničkim parametrima ili aerodinamičkim oblicima.

Karakteristika vlaknastih KM je takva da se od njih mogu napraviti delovi sa prethodno zadatim svojstvima, koji najpotpunije odgovaraju karakteru i uslovima rada elemenata i konstrukcija. Primenom različitih matrica i armiranih vlakana, njihove orijentacije u slojevima materijala, spajanjem u jednu matricu vlakana sa različitim elasto-plastičnim svojstvima, moguće je dobiti materijal sa zadatim kompleksom svojstava.

U slučaju primene polimernih KM, materijal i konstrukcija stvaraju se istovremeno, pri čemu njihova svojstva znatno zavise od geometrijskih i dimenzionih činilaca. To uslovljava bitnu korekciju tehnoloških režima, kao i primenu posebnih mera pri prelazu od laboratorijskih uzoraka na industrijsku proizvodnju delova velikih gabarita i agregata složenih prostornih konfiguracija.

### **Postupci proizvodnje kompozitnih materijala ojačanih vlaknima**

Postoji više postupaka proizvodnje KM ojačanih vlaknima u otvorenim i zatvorenim kalupima.

Postupci proizvodnje u otvorenim kalupima su:

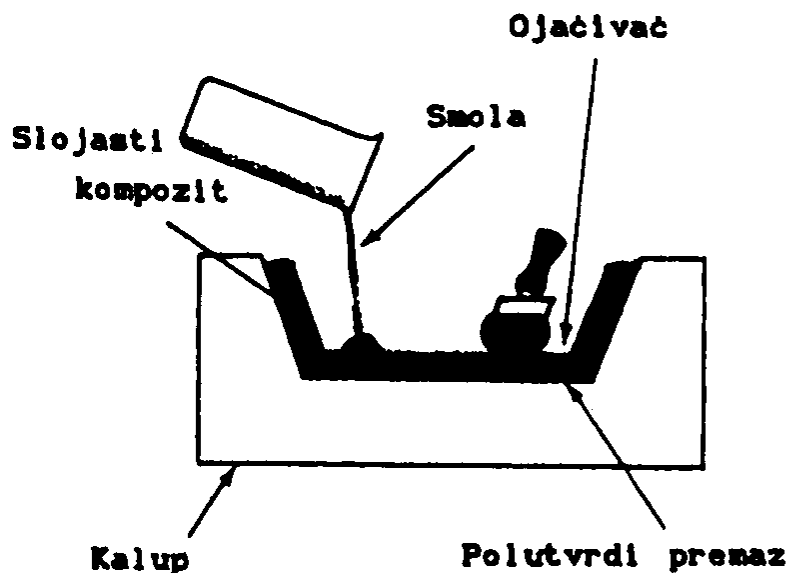
- postupak ručnog oblikovanja,
- postupak prskanja,
- postupak sa fleksibilnom vrećom za vakuumiranje i autoklavom,
- postupak namotavanja filamenata.

Postupci proizvodnje u zatvorenim kalupima su:

- obično presovanje,
- postupak oblikovanja tečenjem pločastog kampaunda,
- kontinuirani postupak izvlačenja.

Ručno oblikovanje najjednostavniji je postupak proizvodnje KM ojačanih vlaknima. Primenom staklenih vlakana i poliestara najpre se nanosi polutvrđi premaz preko otvorenog kalupa (slika 3). Ojačivač od staklenih vlakana, koji je u obliku tekstila ili prostirke, ručno se postavlja u kalup. Smola osnove, izmešana sa katalizatorima i ubrzivačima, nanese se livenjem, premazivanjem četkom ili prskanjem. Pritisni valjci se koriste za ostvarivanje potpunog potapanja ojačivača u smolu i za istiskivanje vazduha.

Radi povećanja debljine elementa koji se proizvodi, dodaju se slojevi prostirki od staklenih vlakana ili tkanine od labavo usukanih snopova (proving). Ovaj postupak primenjuje se za izradu trupova čamaca, rezervoara, kućišta i građevinskih ploča.



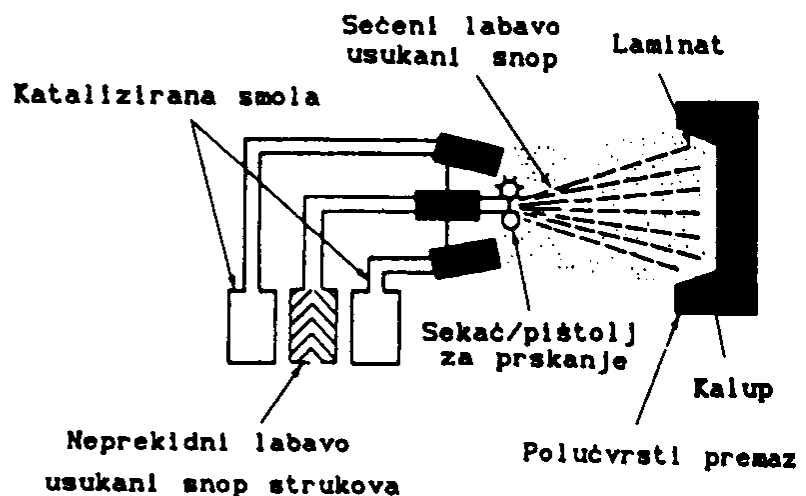
Sl. 3 – Metod ručnog oblikovanja kompozitnog materijala

Postupak prskanja za proizvodnju plastičnih ljuski ojačanih vlaknima sličan je postupku ručnog oblikovanja. Ukoliko se koriste staklena vlakna, tada se labavo usukani snop od neprekidnih strukova uvodi kroz kombinaciju sekača i pištolja za prskanje (slika 4), koji istovremeno nanosi sečeni labavo usukani snop i smolu koja je katalizirana u kalup. Nanetom laminatu zatim se povećava gustina pritiskom valjkom za uklanjanje vazduha, čime se obezbeđuje da smola izvrši impregnaciju ojačavajućih vlakana. Radi dobijanja zahtevane debljine može se dodati više slojeva. Očvršćavanje se obično obavlja na sobnoj temperaturi ili se može ubrzati primenom umerenog zagrevanja.

Postupak sa fleksibilnom vrećom za vakuumiranje i autoklavom primenjuje se za proizvodnju slojastih kompozita (laminata) visokih svojstava, obično od epoksika i ojačavajućih vlakana. Kompozitni materijali koji se proizvode ovim

postupkom posebno su značajni za avionske i kosmičke primene. Kod ovog postupka prisutne su različite faze proizvodnje. Prvo se duga tanka ploča epoksidnog materijala sa ugljeničnim vlaknima, koja može imati širinu do 1500 mm, postavi na ravnu podlogu. Materijal poluproizvoda (prepreg) sastoji se od jednosmernih dugih ugljeničnih vlakana u delimično očvrstloj epoksidnoj osnovi. Zatim se tanka ploča poluproizvoda iseče na komade, koji se zatim postave jedan preko drugog u kalup za uobličavanje slojastog kompozita. Jednosmerni slojevi (eng. plies = plajs) mogu se različito orijentisati radi dobijanja zahtevanog rasporeda svojstava čvrstoće, pošto je najveća čvrstoća svakog jednosmernog sloja u smeru koji je paralelan vlaknima (slika 5).

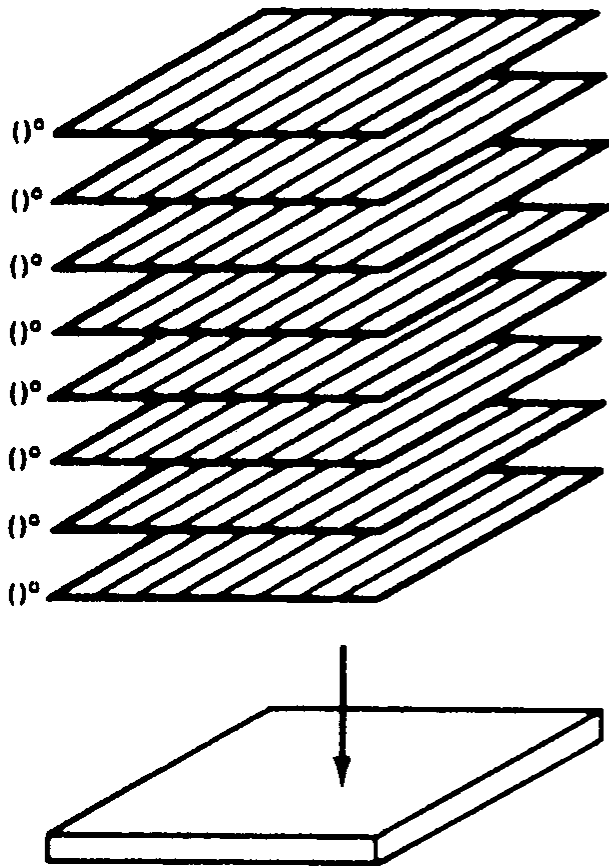
Nakon dobijanja slojastog kompozita obavlja se vakuumiranje u fleksibilnoj vreći, radi uklanjanja zahvaćenog vazduha iz slojastog dela, dok se atmosferski pritisak koristi za homogenizaciju materijala. Na kraju, fleksibilna vreća za vakuumiranje, koja sadrži slojasti kompozit i kalup, unosi se u autoklav (sud u kojem se hemijske reakcije izvode pod povećanim pritiskom i temperaturom) radi završnog očvršćavanja epoksidne smole. Uslovi za očvršćavanje menjaju se u zavisnosti od materijala. Kompozitni



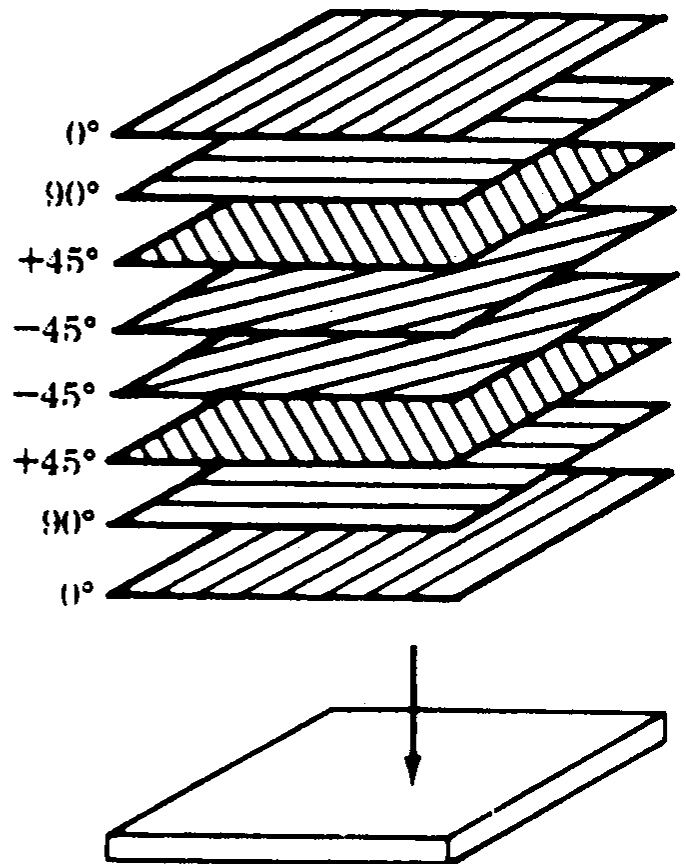
Sl. 4 – Metod prskanja u oblikovanju kompozitnih materijala



### Jednosmerni



### Kvazi-izotropni sa ukrštenim jednosmernim slojevima



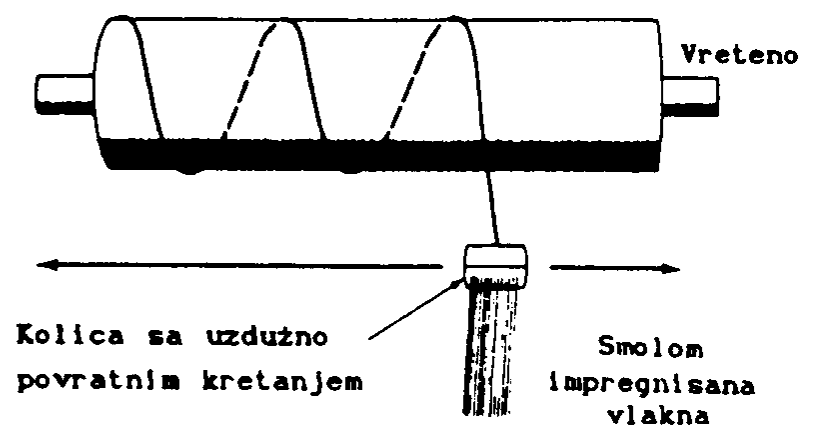
Sl. 5 – Jednosmerno i višesmerno orjentisani slojevi za slojasti kompozit

materijal sa epoksidnom smolom i ugljeničnim vlaknima obično se zagreva na oko  $190^{\circ}\text{C}$  i izlaže pritisku od oko 690 kPa. Posle vađenja iz autoklava kompozitni deo se skida sa kalupa i spreman je za završne operacije obrade.

Epoksidni KM sa ugljeničnim vlaknima koriste se u vazduhoplovnoj i kosmičkoj industriji gde se zahteva visoka čvrstoća i krutost, kao i mala masa. Na primer, ovaj materijal se koristi za krila aviona, delove za pokretne stepenice i kormila, kao i vrata za tovarni prostor. Međutim, visoka cena sprečava široku primenu ovog postupka i u drugim granama industrije.

Postupak namotavanja filamenata koristi se za proizvodnju cilindara. U njemu se vlaknasti ojačivač sprovodi kroz smolu, a zatim se namotava na pogodno

vreteno (slika 6). Kada se nanese dovoljno slojeva, namotaji na vretenu očvrstnu na sobnoj temperaturi ili na povišenoj temperaturi u peći. Oblikovani deo se zatim skida sa vretena. Ovaj postupak



Sl. 6 – Postupak namotavanja filamenata

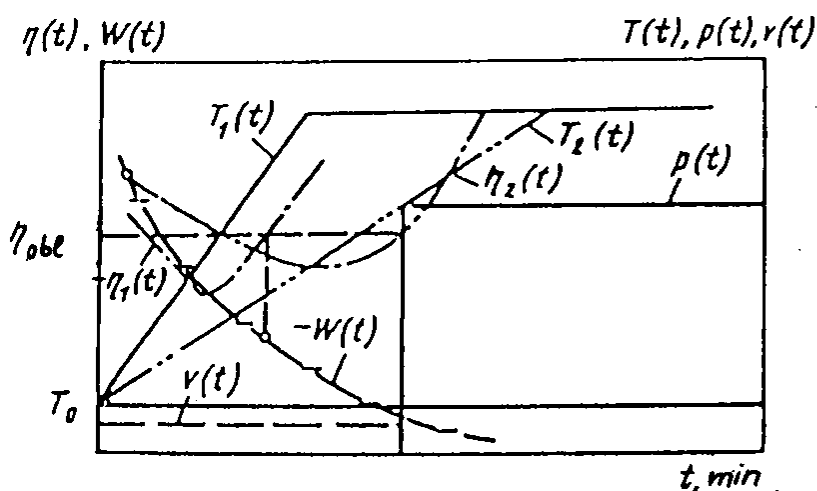
se primenjuje za izradu rezervoara za hemijske procese i goriva, posuda pod pritiskom i kućišta raketnih motora.

## Izbor režima proizvodnje kompozitnih materijala

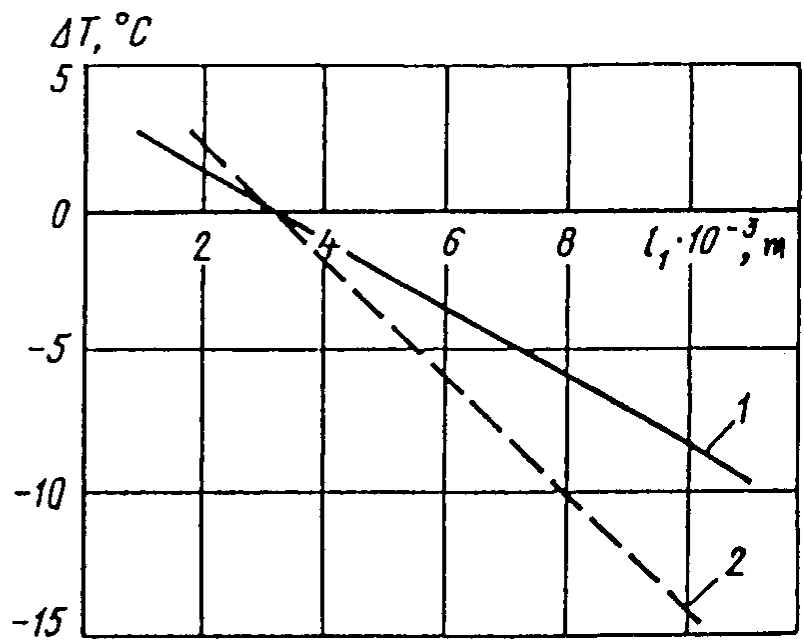
Praktični eksperimenti u izradi konstrukcija vazduhoplovne tehnike od KM i rezultati dobijeni pri modeliranju hemijskih, viskoznih, termotehničkih i mehaničkih procesa koji se dešavaju u oblikovanom materijalu, omogućili su da se razrade metode koje obezbeđuju realizaciju zadanog nivoa svojstava KM pri njihovom oblikovanju.

Jedan od najvažnijih parametara tehnologije oblikovanja KM u autoklavima jeste podudaranje trenutaka maksimalnog pritiska oblikovanja i dostizanja zadate viskoznosti veziva. Viskoznost se može ostvariti pri različitim temperaturno-vremenskim režimima, od kojih samo neki obezbeđuju dobijanje zahtevanih svojstava materijala. U trenutku maksimalnog pritiska oblikovanja neophodno je ostvariti zahtevanu viskoznost, kao i maksimalnu degazaciju (otpuštanje gasa) materijala polufabrikata.

Na slici 7 vidi se da pri temperaturnom režimu  $T_1(t)$  vezivo postiže optimalnu viskoznost oblikovanja  $\eta_{obl}$ , kada degazacija materijala još nije završena. Zbog toga su zastoj vakuumiranja i prenos pritiska oblikovanja prevremeni. Veličina  $\eta_{obl}$  i potpuna degazacija mogu se postići istovremeno u slučaju primene



Sl. 7 – Izbor režima oblikovanja po temperaturno-vremenskoj zavisnosti viskoznosti veziva



Sl. 8 – Zavisnost temperature na suprotnim stranama oblikovanog priprema, pri brzinama zagrevanja  $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$  (1) i  $8^{\circ}\text{C}/\text{min}$  (2)

temperaturnog režima  $T_2(t)$ , koji se od prvog razlikuje po manjoj brzini porasta temperature. Na taj način, izbor režima toplotnog i energetskog dejstva na oblikovani polufabrikat mora odgovarati temperaturno-vremenskoj zavisnosti viskoznosti veziva za različite režime očvršćavanja.

Toplotno dejstvo na oblikovani deo određuje se izabranim temperaturno-vremenskim režimom. Međutim pošto ne postoji direktan kontakt rashladnog medijuma i oblikovanog dela, uporedo sa poznatim činiocima (konačna toplotna provodljivost materijala priprema i toplotni efekti reakcije očvršćavanja) koji dovode do nehomogenosti temperaturno-konverzionog polja, javlja se još i tzv. „kapacitet materijala“.

Na slici 8 prikazana je zavisnost različite temperatura na suprotnim stranama oblikovanog priprema od debljine  $l_1$  pri konstantnoj debljini ugljeničnih vlakana. Analiza tih zavisnosti pokazuje da je pri malim veličinama  $l_1$  razlika temperatura  $\Delta T$  pozitivna. Po meri povećanja  $l_1$  veličina  $\Delta T$  se smanjuje i poprima vrednost nula pri određenoj vrednosti  $l_1$ , koja ne zavisi od brzine zagrevanja. Pri daljem

porastu  $l_1$  apsolutna veličina  $\Delta T$  raste i poprima negativan predznak. To znači da je za smanjenje nehomogenosti temperaturno-konverzionog polja potrebno obezbediti simetričan dovod toplote na oblikovani pripremak pravilnim izborom termotehničkih karakteristika, kapaciteta materijala, itd.

U procesu snažnog dejstva pritiska pripremak mora dobiti oblik i dimenzije konačnog dela, a materijal mora imati zadatu strukturu i homogenost. Kako pokazuju proračuni, za delove složene prostorne konfiguracije, obezbeđenje zadatah dimenzija i oblika na račun ravnomerno raspoređenog pritiska po površini, kao po pravilu, ne pokazuje se mogućim. Zbog toga se javlja potreba za transformacijom površinskog opterećenja na pripremak koja bi obezbeđivala zadato pomeranje njegove konture. Međutim, u tom slučaju u oblikovanom materijalu nastaje nehomogeno stanje naprezanja i deformacije, koje dovodi do nehomogenog sastava i svojstava materijala. U vezi s tim, pri projektovanju konkretnog dela potrebno je analizirati i uticaj njegove konfiguracije na homogenost naponsko-deformacionog stanja pripremkama u trenutku primene pritiska oblikovanja.

Pri razradi tehnologije i izrade delova i agregata krila ruskog orbitalnog broda višestruke namene BURAN primenjeni su sledeći principi:

- režimi toplotnog i energetskog dejstva na formirani pripremak izabrani su prema temperaturno-vremenskim zavisnostima viskoznosti veziva, za različite režime očvršćavanja;

- za smanjenje nehomogenosti temperaturno-konverzionog polja obezbeđivan je simetričan dovod toplote ka oblikovanom pripremkama, izborom termotehničkih karakteristika;

- izvršena je takva transformacija pritiska rashladnog medijuma na pripremak, da obezbeđuje zadato pomeranje njegove konture;

- analiza uticaja konfiguracije dela na nehomogenost naponsko-deformacionog stanja pripremkama u trenutku primene pritiska oblikovanja;

- u fazi oblaganja obezbeđivani su odnosi komponenti i gustina materijala bliski zadatim za materijal dela, što je omogućilo da se dobije koeficijent realizacije zahtevane čvrstoće izlaznih materijala ne manji od 96%, pri obezbeđivanju zadatah masenih i geometrijskih karakteristika.

Teškoće ostvarenja operacija pripreme dela za oblikovanje u autoklavima u znatnom stepenu su povezane i sa zahtevom hermetičnosti.

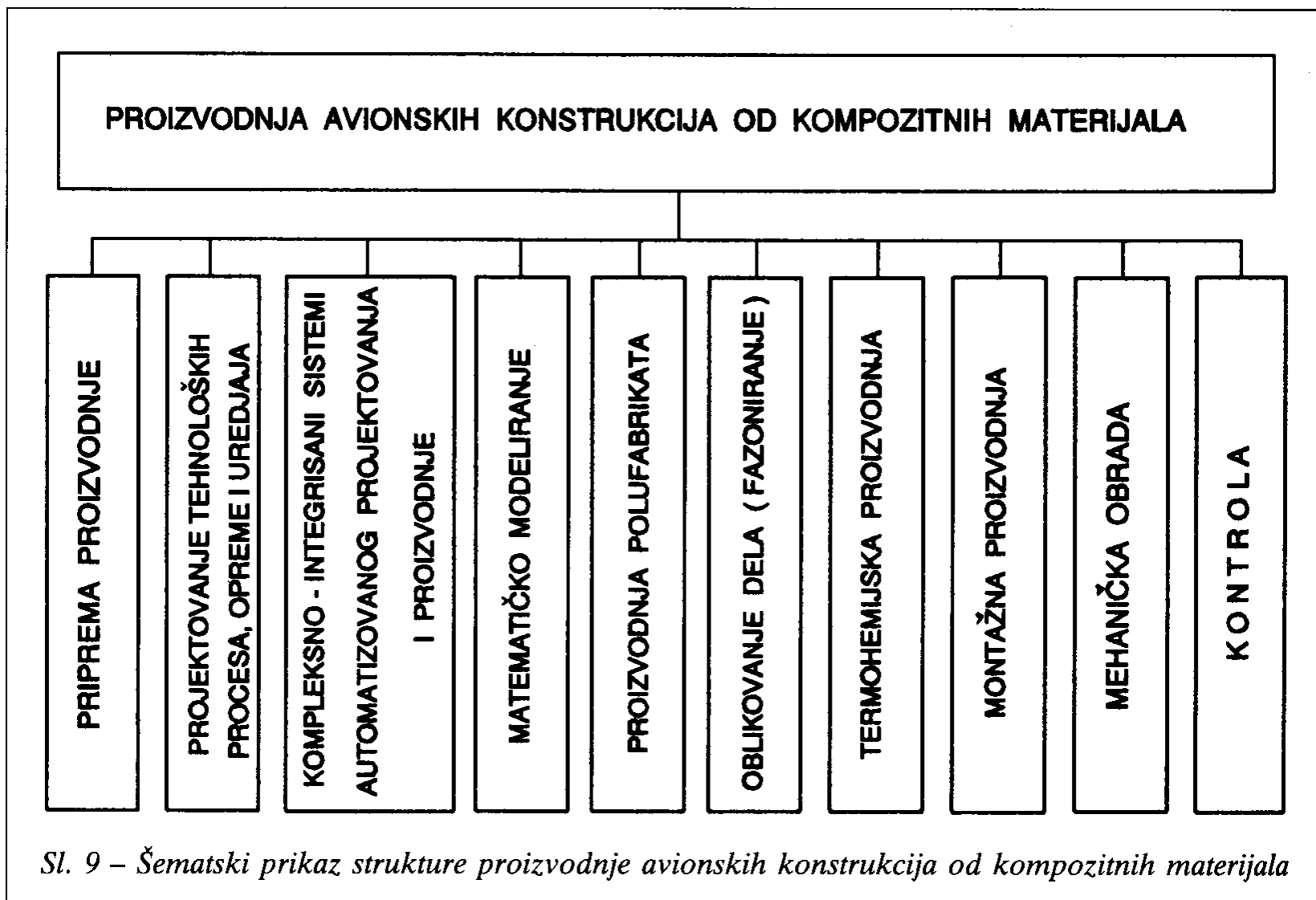
### **Tehnološkičnost i kvalitet kompozitnih materijala**

Za obezbeđenje kvaliteta spoljašnjih ili spregnutih površina profilisanih delova ustanovljena je neophodnost ne samo efikasnog usavršavanja materijala, tehnoloških procesa i opremanja osnovne proizvodnje, nego i brzog povećanja kvaliteta tehnoloških materijala primenjenih u svim postupcima prerade, od spajanja armiranih punioca sa vezivima do završne defektoskopije finalnih delova, kao što su:

- polimerne prevlake (slojevi) korišćeni u svojstvu hermetički oblikovanih omotača koji prenose pritisak;

- antiadhezioni podmaziva i pokrivke koji sprečavaju prijanjanje (adheziju) delova;

- gumene trake za obezbeđenje hermetičnosti;



– lepljive trake za fiksiranje priprema pri montaži;

– drenažni slojevi od staklenih i drugih vlakana koji upijaju višak ocedenih smola.

Etapna analiza procesa projektovanja KM pokazuje da se materijal i konstrukcije stvaraju istovremeno, a za efikasno projektovanje potrebna je saradnja projekatanta, konstruktora, tehnologa i metalurga u svim etapama – od ideje do konačnog proizvoda – materijala ili dela.

Na slici 9 šematski je prikazana struktura proizvodnje konstrukcija aviona od KM.

### Zaključak

Jedna od osnovnih prednosti KM, u odnosu na tradicionalne izotropne i homogene materijale jeste mogućnost formiranja njihove unutrašnje strukture i

zahtevane zakonitosti raspodele svojstava u konstrukciji. Materijal i konstrukcioni deo formiraju se istovremeno. Ova činjenica, kao i sastav, svojstva i uslovi prerađivanja ulaznih materijala (vezivnih i armirajućih punilaca) određuju potrebu stvaranja posebne tehnološke opreme. Pri tome, struktura proizvodnje, tehnološki procesi i zahtevana oprema potpuno se razlikuju od onih koji se primenjuju u tradicionalnoj industriji.

Veoma aktuelna je izrada konstrukcija aviona integralnog tipa. Prednosti takvih konstrukcija su: smanjenje mase, zahvaljujući eliminaciji mehaničkih spojeva; isključenje pojedinih proizvodnih operacija i skraćenje tehnoloških ciklusa, pošto se delovi oblikuju istovremeno sa materijalom. Pri tome, koriste se sprege različitih metoda oblikovanja: oblaganje, namotavanje, delimično očvršćavanje ulaznih delova, itd.

Primena KM u konstrukcijama vazduhoplovne tehnike izraz je objektivne potrebe za obezbeđenjem visokog tehničko-tehnološkog kvaliteta putničkih, transportnih, vojnih aviona ili aviona opšte namene, kao i višenamenskih helikoptera. Konstrukcija aviona ili helikoptera, zasnovana na strogim i izrazito tehničko-tehnološkim principima, zehteva i strože uslove primene različitih materijala i iskorišćenje njihovih svojstava za specifične namene. Radi toga je izuzetno značajan i kvalitet ulaznih materijala, kako sa aspekta ispunjenja zadatih konstrukcijskih uslova, tako i za ispunjenje planirane pouzdanosti i radnog veka delova. Već

duže vreme KM se koriste u vazduhoplovnoj industriji, a njihova primena je sve više stvar potrebe za konstrukcijama manje mase, veće čvrstoće i primene u uslovima eksploatacije koji su itekako specifični.

*Literatura:*

- [1] Bratuhin, A. G.: Tehnologičeskoe obespečenie vjisokoga kačestva, nadženosti, resursa aviacionnoi tehniki, Moskva, Mašinstroenie, T1, 1996.
- [2] Bratuhin, A. G., Bogoljubov, V. S.: Composite manufacturing technologic, Chapman Hall, London & New Jork, 1995.
- [3] Flinn, R. A., Trojan, P. K.: Engineering materials and their applications, Houghton-Mifflin, New Jork, 1981.
- [4] Schwarth, M. M.: Composite materials handbook, McGraw-Hill, New Jork, 1984.