

### **III Međunarodni naučno-stručni skup "Tendencije u razvoju mašinskih konstrukcija i tehnologija" Zenica '96**

---

## **STRUKTURA POGONSKE GRUPE OSNOSIMETRIČNE LETJELICE** **-Tendencije u primjeni materijala strukture i tehnologijama izrade-**

*Mr Berko Zečević, viši asistent, Mašinski fakulteti u Sarajevu  
Jasmin Terzić, dipl. maš. inž., Mašinski fakultet u Sarajevu*

### **SAŽETAK**

Projektovanje pogonske grupe savremenih osnosimetričnih letjelica bazirano je na primjeni materijala visokih mehaničkih karakteristika i male gustine, izboru dizajna strukture koja obezbjeđuje mali odnos pasivne mase letjelice i mase pogonskog punjenja, primjeni tehnologija izrade strukture koja će obezbjediti optimalan odnos kvaliteta i cijene koštanja

Rad obuhvata pregled nekih savremenih materijala i njihovih fizičko-mehaničkih karakteristika interesantnih za projektante savremenih pogonskih grupa taktičkih letilica, tendencije u dizajnu strukture i osvrt na savremene tehnološke postupke izrade tijela struktura pogonske grupe.

Također, izložen je dio rezultata istraživanja autora i upoređen sa rezultatima nekih inostranih istraživačkih institucija.

Ključne riječi: struktura, mehaničke karakteristike, pogonska grupa, dizajn.

## **THE PROPULSION GROUP'S STRUCTURE FOR THE AXIALY-SYMETRICAL PROJECTILES**

**The tendencies at the structural materials and production technologies**

*Mr. Sc. Berko Zečević, Mechanical Engineering Faculty of Sarajevo  
Jasmin Terzić, dipl ing, Mechanical Engineering Faculty of Sarajevo*

### **SUMMARY**

A modern axialy-symmetrical projectiles propulsion group designing is based at the use of the materials with high mechanical properties and small density; a structural design selection which assures a small ratio between the non-active projectiles weight and propellant weight and a use of such structural production technologies which will assure an optimal quality/cost ratio.

This work covers a overview of some modern materials and their physical and mechanical properties which are of the interest for the modern tactical projectiles propulsion group designers, the structural designing tendencies and a review of the contemporary technological procedures for the propulsion group structure production.

Also a part of the author's research results is presented and it is compared with the some foreign research institutions results.

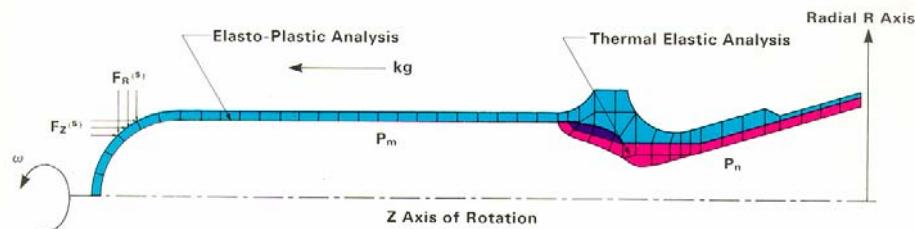
Key words: the structure, the mechanical properties, the propulsion group, the design.

## 1. UVOD

Struktura pogonske grupe osnosimetrične letjelice generalno se sastoji iz dvije komponente: tijela pogonske grupe koje sadrži čvrsto pogonsko punjenje i mlazničnog sklopa. Proizvodi sagorijevanja, temperature više od dvije hiljade stepeni Kelvina, iziskuju upotrebu termičkog zaštitnog sloja na unutrašnjoj površini strukture tijela pogonske grupe i analiza naponskog stanja tijela pri tome se bazira na pretpostavci izotermalnih uslova u razmatranom regionu. Mlaznični sklop je u potpunosti izložen visokotemperaturnom gasnom toku i pri proračunu integriteta strukture je glavno težište na primjeni termalne analize.

Projektovanje strukture pogonske grupe podrazumijeva rješavanje niza problema koji su uslovljeni zahtjevima dizajna, analize naponskog stanja, taktičko-tehničkih karakteristika i fizičkih ograničenja pogonske grupe i letjelice. Dizajn pogonske grupe i letjelice u cjelini, podrazumijeva izbor odgovarajućeg materijala, potrebne proračune i analize, izbor odgovarajuće tehnologije izrade, predviđanje korištenja odgovarajućih metoda kontrole i ispitivanja i na posljetku ostvarenje optimalnog odnosa cijena-kvalitet sistema u cjelini.

Optimizacija strukture pogonske grupe je u direktnoj funkciji od složenosti i tipa misije letjelice. To podrazumijeva primjenu savremenih metoda u proračunu svakog elementa strukture, optimizaciju njihove mase, dužine, sigurnosti i pouzdanosti itd. Pri tome se mora stalno imati na umu da je proces optimizacije pogonske grupe podsistem procesa optimizacije letjelice u cjelini u svim fazama dizajniranja.



Sl. 1 Opterećenja koja djeluju na strukturu pogonske grupe [4]

## 2. MATERIJALI

Izbor materijala za tijelo pogonske grupe zavisi od namjene letjelice, dimenzija pogonske grupe, naprezanja kojim je izloženo tijelo tokom procesa sagorijevanja i upotrebe. Od početka šezdesetih godina prisutna je stalna tendencija u primjeni materijala visoke čvrstoće i u smanjivanju pasivne mase pogonske grupe. Pri tome se javlja problem smanjenje sposobnosti strukture da izdrži naprezanja u slučaju pojave defekata u materijalu, a uslijed čega su povećane mogućnosti otkazivanja misije. Radi isključenja ili svođenja na minimum pojave otkaza tijela pogonske grupe koje se javljaju zbog pojave defekata u materijalu, pri dizajniranju se sve više primjenjuju najnovija dostignuća u oblasti mehanizama ispitivanja materijala sa i bez razaranja [3].

Smanjenje pasivne mase pogonske grupe letjelice se često prati preko smanjenja masenog koeficijenta strukture koji se izražava odnosom pasivne mase struktura  $m_s$  i mase pogonske materije  $m_{pm}$  tj. :

$$\eta_s = \frac{m_s}{m_{pm}}$$

Maseni koeficijent strukture zavisi od vrste materijala, od primijenjene tehnologije pri izradi strukture i naravno od dimenzija pogonske grupe.

Pasivna masa pogonske strukture zavisi od vrste materijala i njegovih mehaničkih karakteristika. Kao jedan od kriterijuma za izbor materijala pogonske grupe je specifična čvrstoća tj. odnos

čvrstoće i gustine materijala  $\frac{\sigma}{\rho}$ . On indicira izbor materijala veće čvrstoće i manje gustoće čime se

postiže bolje iskorištenje potencijalne hemijske energije gorivne materije pogonske grupe letjelice i povoljniji maseni koeficijent strukture, odnosno sa istom masom gorivne materije postiže se veći domet letilice.

Savremeni trend u dizajniranju pogonskih grupa letilica [1] usmjeren je na primjeni sljedećih materijala:

- \* Legiranih čelika velike čvrstoće,
- \* Legura titanijuma i
- \* Kompozitnih materijala

Primjena kompozitnih materijala počinje 1960. god. i ima veoma široku primjenu kod letjelica raznih namjena, iako je i dalje dominantno najveći broj namijenjen za svemirska istraživanja.

U tabeli br.1 dat je komparativni pregled karakteristika materijala [1] primjenjenih kod struktura pogonskih grupa letilica.

**Tabela 1**

	Čelik D6aC	Maraging čelik	Titanijum (6 % Al, 4 % V)	Kompozit: epoksidna smola- staklene vlakno	Kompozit: epoksidna smola- poliamidno vlakno
Prekidna čvrstoća [ MPa ]	1586	1379 do 2068	965	1172	1723
Gustina [ kg m³ ]	7833	8000	4623	1993	1384
Odnos $\frac{\sigma}{\rho} \left[ \frac{MPa}{kg/m^3} \right]$	0,2024	0,1724 do 0,2586	0,2088	0,5881	1,2455
Modul · 10 <sup>-3</sup> [ MPa ]	200	190	110	32	76

**Maraging čelici** su relativno nova klasa legiranih čelika sa čvrstoćom do približno 2068 [ MPa ] u kombinaciji sa visokom žilavošću. Legura sadrži odgovarajući dio nikla i postoje četiri osnovne gradacije i to su "maraging" čelik sa 25 % Ni, "maraging" čelik sa 20 % Ni, "maraging" čelik sa 18 % Ni i "maraging" čelik sa 12 % Ni. Legura sa 18 % Ni je urađena u više verzija i široko se koristi, sa čvrstoćom od 1241 [ MPa ], 1379 [ MPa ], 1724 [ MPa ], 2069 [ MPa ] i 2413 [ MPa ]. Nivo čvrstoće može biti kontrolisan odgovarajućim tretmanom i upotrebom dodataka (titanijum, kobalt, molibden i aluminijum).

**Čelici HY**, s obzirom na njihovu žilavost i otpornost na kidanje se često koriste posljednjih decenija za tijela pogonske grupe i sisteme pod pritiskom jer su posljedice u slučaju oštećenja manjeg

intenziteta. To je posebno značajno tokom ispitivanja na hidropritisak, kada njihova karakteristika žilavosti omogućava propuštanje tečnosti prije oštećenja tijela. Čelici HY imaju čvrstoću između 1241 [MPa] i 2069 [MPa] (zavisno od termičke obrade i aditiva). Kao legirajući elementi se koriste nikl, hrom, molibden i vanadijum.

Primjena **kompozitnih materijala** za izradu tijela pogonske bazira se na upotrebi tehnologije spiralnog namotavanja neprekidnih niti (staklenih, poliamidnih PRD-49, grafitnih i bornih) i natopljenih odgovarajućim epoksidnim smolama. Tipična tijela pogonskih grupa od kompozitnih materijala na bazi staklenih niti sadrže približno 80 % staklenih niti No 2 – 901 (čvrstoće na istezanje do 4138 [MPa]) i 20% epoksidne smole kao matrice. Tipični organski kompozitni materijal za tijela se sastoje od približno 70 % *Du Pont PRD – 49* vlakana (zatezne čvrstoće do 3448 [MPa]) i 30 % epoksidne smole kao matrice [1].

Izbor i primjena odgovarajućeg materijala je ključno za potpuno dizajniranje **mlaznika** pogonske grupe na čvrsto gorivo. U zavisnosti od namjene pogonske grupe definiše se tip mlaznice, odnosno odgovarajući tipični materijali. Visoka temperatura i visoka brzina strujanja produkata sagorijevanja tokom kretanja kroz mlaznik i njihove erozivne karakteristike (mehaničke i hemijske) postavljaju veoma složene zahtjeve u procesu izbora materijala.

Za omotač i strukturu mlaznika pri topotnom opterećenju do  $260 - 320^{\circ}\text{C}$  i niskim pritiscima se upotrebljavaju materijali male gustine kao aluminijum i plastika ojačana vlaknima. Za temperaturna opterećenja do  $815^{\circ}\text{C}$  se upotrebljavaju materijali relativno tvrdi i velike čvrstoće, kao što su čelici velike čvrstoće (Udimet 500, Rene 41, Waspalloy) [1].

Izrazito topotno opterećeni dio mlaznika kao područje oko kritičnog presjeka se izrađuje od pirolitičkog grafita kojeg karakteriše anizotropnost u provođenju topote ili tungsten ili molibden, ali su ono teški, skupi i podložni pojavi pukotina.

Kao topotni izolatori se koriste ablativne plastike (Refrasil, fenol azbest, impregnirana fenolna tkanina, grafit) koju karakteriše veoma niska topotna provodljivost. piroliza i relativno visoka brzina erozije mase izolatora ili pirolitički grafit (orijentacijom kristala ili zrna se kontroliše provođenje topote).

Zaštita od plamena se ostvaruje pomoću keramike ( $\text{ZrO}_2$ ,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , itd) ili slojevima ili prevlakama od keramike, grafita ablativnih masa i metala. Ovi materijali su podložni pojavama pukotina.

### 3. IZBOR TEHNOLOGIJE IZRADE TIJELA

Izbor tehnologije za izradu tijela pogonske grupe osnosimetrične letjelice uslovjen je misijom letilice, dizajnom letjelice i tehnološko-ekonomskim mogućnostima proizvođača. Pri izboru metode izrade tijela pogonske grupe, posebno pri upotrebi novih materijala, važno je poznavanje tačnih podataka o uticaju koji izaziva tehnološki proces na svojstva materijala i na karakteristike elemenata strukture. Za složenije sisteme potrebno je razraditi detaljan program sa ciljem ocjene svojstava materijala, uticaja tehnoloških metoda na svojstva materijala, otpornost materijala na koroziju pod naprezanjima u procesu hidrodinamičkog ispitivanja. Poseban problem je izbor i primjena metoda za ispitivanje karakteristika materijala sa i bez razaranja za izabranu tehnologiju izrade.

Tijela savremenih pogonskih grupa se uglavnom proizvode upotrebom sljedećih tehnologija:

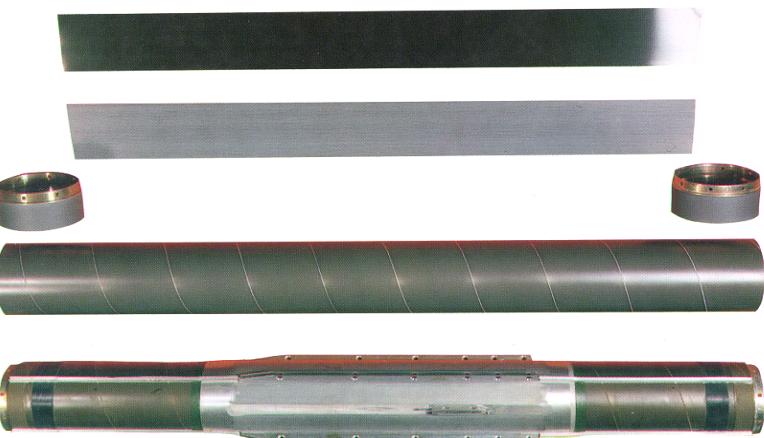
- \* Mehaničkom obradom iz cijevi;
- \* Toplim ekstrudiranjem šupljih formi;
- \* Strip laminate postupkom;
- \* Hladno rotaciono istiskivanje;
- \* Hladno rotaciono istiskivanje pod uslovom austenitnog kaljenja i

- \* Primjenom kompozitnih materijala.

Izrada tijela **mehaničkom obradom iz cijevi** je tehnologija koja se koristi već decenijima i po svojim karakteristikama je prevaziđena. Upotrebljava se u zemljama relativno niskog stepena tehnološkog razvoja i za letjelice jednostavnih zahtjeva.

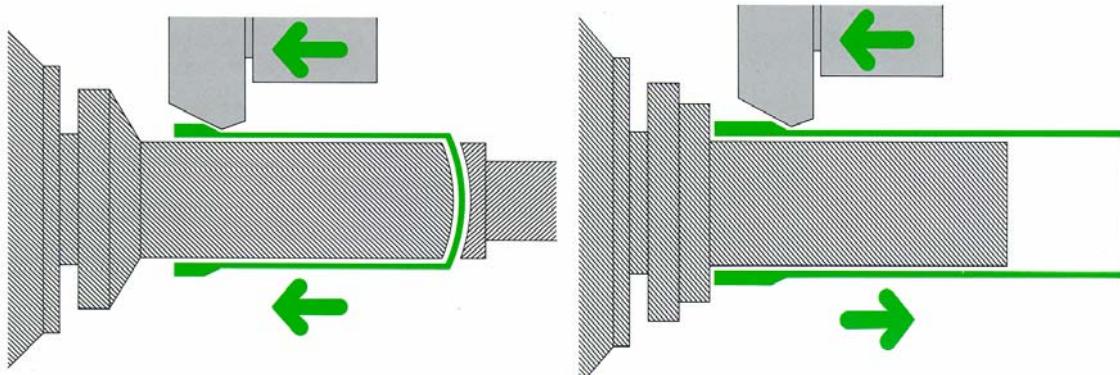
Postupak **toplog ekstrudiranja šupljih formi** [8] se zasniva na plastičnoj deformaciji u toploem stanju koja se odvija velikim brzinama. Ovim tehnološkim postupkom se obrađuju materijali kao što su čelici (po BS 970 : 040 A10, 060 A17, 080 A22, 080 A27, 080 A42, 150 M28 i 708 A37), aluminijum opšte namjene (po BS 1474: 1200, 3103, 5251, 6061, 6082, 2114 i 7075), aluminij za svemirsku upotrebu (po BS ili DTD normama BS L111, BS L186, DTD 5044 i DTD 5124), titanijum tip TiA14V, martenzitni čelik tip MIL S-486850 oznake 300 i super legura na bazi nikla tip Ni20Co20Cr6MoAlTi. Neki od ovih materijala su predviđeni za rad u hladnom odnosno u toploem stanju. Kod obrade čelika, prije procesa ekstrudiranja se vrši priprema materijala na temperaturu od 700 – 800 °C u cilju progrijavanja po dubini i zatim se ostvaruje ekstrudiranje pod kontrolisanim uslovima u cilju postizanja željenog oblika. Tokom procesa ekstruduriranja geometrijski oblik uslovjava integritet strukture i kvalitet površine. Posle prvog postupka ekstrudiranja primjenjuje se jedno ili dva topla vučenja koja omogućavaju kroz redukciju oblika povećanje dužine komada i smanjenje debljine zida. Zatim se materijal podvrgava termičkoj obradi u skladu sa zahtjevima, podmazuje i izlaže jednom ili dva vučenja na hladno na hidrauličnim presama. Za ovu operaciju se primjenjuje trn punog profila, čime se obezbjeđuju zahtijevane fizičke i mehaničke karakteristike, tolerancije i konačan kvalitet površine. Za tijela prečnika od 76[mm] pa više i od 127[mm], moguće je ostvariti odstupanje vanjskog i unutrašnjeg prečnika od  $^{+0,1}_{-0,0}[\text{mm}]$ , odnosno ukupni ekscentricitet od  $\pm 2,5\%$  od debljine stjenke tijela.

**Strip laminat** postupak upotrebljava engleska firma IMI SUMMERFIELD [5] za izradu tijela letjelica i sastoji se u namotavanju više slojeva adhezivno slijepljenih metalnih traka na trn čiji je prečnik jednak unutrašnjem prečniku pogonske grupe letjelice. Posle skidanja cijevi sa trna, ona se reže na odgovarajuću dužinu, njeni krajevi i veze sa stabilizatorima se obrađuju i pripremaju za konačnu montažu pogonske grupe letilice. Metalna traka koja se koristi za proces namotavanja ima debljinu 0,25[mm] i čvrstoću na istezanje od 2.000[MPa]. Ravnoća je ograničena na 1 / 1.000 i manje. Mehaničke karakteristike tijela su identične kao da su tijela proizvedena od homogenog materijala. Posebna karakteristika ove tehnologije za izradu tijela pogonske grupe i ostalih dijelova letjelice je sposobnost da u slučaju udara parčeta ili uslijed pojave vanjske vatre, ne dolazi do eksplozije, nego do razdvajanja spoja između metalnih traka i kontrolisanja procesa destrukcije.

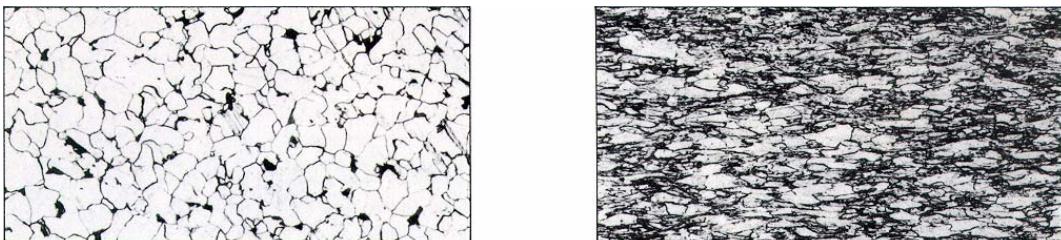


Sl. 2 Komponente tijela pogonske grupe izrađene postupkom Strip laminata [7]

**Hladno rotaciono istiskivanje** je tehnološki postupak koji posljednje dvije decenije dobija izuzetan značaj u izradi tijela pogonske grupe. Postoje dvije varijante ovog tehnološkog procesa; istosmjerno hladno rotaciono istiskivanje pri kome je tečenje materijala tijela i kretanje rolni za hladnu deformaciju izvlačenja u istom smjeru i protusmjerno hladno rotaciono istiskivanje gdje materijal teče u suprotnom smjeru od smjera kretanja rolni. Kao rezultat ovog tipa hladne deformacije dolazi do izmjene strukture materijala.



Sl. 3 Istosmjerno i protusmjerno hladno rotaciono istiskivanje [9]



Sl. 4 Struktura zrna prije i posle hladnog rotacionog istiskivanja [9]

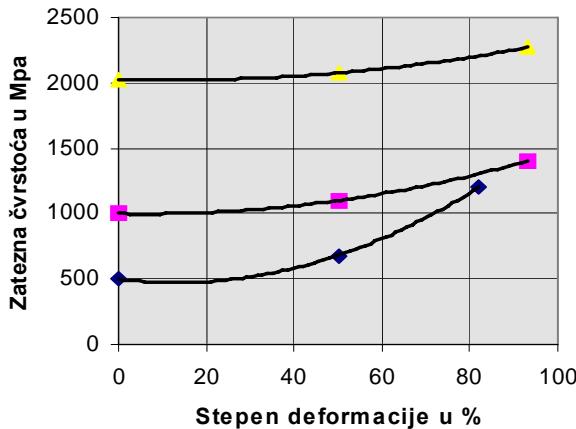
Pored izmjene strukture zrna materijala dolazi i do povećavanja mehaničkih karakteristika materijala na istezanje (ukupni stepen deformacije može biti 90 % i više). Time su stvorenii uslovi za korištenje ekonomičnijih materijala i primjena struktura sa tanjim zidovima. Minimalna debljina zidova tijela koji se mogu ostvariti ovom tehnologijom je 0,5[mm], dimenzije prečnika od 40 – 400[mm] i dužine do 1.200[mm] kod postupka istosmjernog istiskivanja i do 2.400[mm] za postupak protusmjernog izvlačenja.

Istraživanja vršena u firmi **VAREINGTTE EDEL- STATHLWERK AG** [9] sa ciljem utvrđivanja promjene zatezne čvrstoće sa povećanjem stepena hladne deformacije za više tipova čelika pokazuju da sa porastom stepena deformacije kod čelika sa nižom početnom zateznom čvrstoćom dolazi do znatnijeg relativnog povećanja zatezne čvrstoće nego kod čelika sa višom početnom zateznom čvrstoćom. Karakter promjene i njen intenzitet za tri tipa čelika prikazan je na sl. 5. Ovaj tehnološki postupak omogućava izradu složenih osnosimetričnih komponenti.

Prema [6] postupkom hladnog rotacionog izvlačenja može se povećati zatezna čvrstoća do 25[%] kod niskolegiranih čelika, do 15[%] kod "maraging" čelika i do 10[%] za legure aluminijuma.

**Hladno rotaciono izvlačenje pod uslovima austenitnog kaljenja** koristi firma **SPECIAL ROHR GmbH** [10] i ovaj postupak omogućava znatno povećanje čvrstoće materijala uz istovremeno zadržavanje elastičnosti. Postupak se sastoji iz postupka austenizacije, hlađenja do oblasti metastabilnog austenita, deformacije uz konstantnu temperaturu, hlađenje deformisanog austenita uz pretvaranje u martenzit i opuštanje. Postiže se povećanje tvrdoće, zatezne čvrstoće, granice istezanja i trajne čvrstoće na vibracije, ali ne i plastičnosti i elastičnosti. Veličina promjena

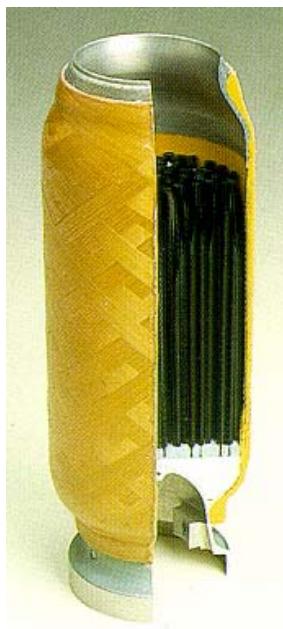
mehaničkih karakteristika zavise kako od parametara prilikom austenitnog kaljenja, tako i od hemijskog sastava čelika. Kao i kod normalnog poboljšanja i kod ove metode usaglašenost između čvrstoće i elastičnosti se postiže putem izbora temperature opuštanja.



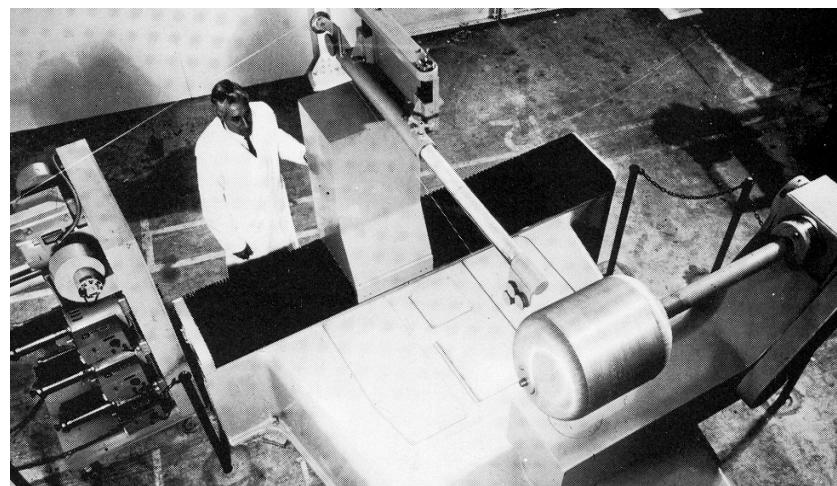
*Sl 5. Promjena zatezne čvrstoće sa stepenom deformacije*

Pri ispitivanju materijala  $X\ 42\ CrMoV\ 51$ , odnosno po DIN-u 17783 / 1.7784 , temperatura austenizacije je bila  $1050[^{\circ}C]$ , trajanje austenizacije  $60[min]$ , temperatura deformacije  $550[^{\circ}C]$  i stepen deformacije od  $88[%]$ . Temperatura opuštanja ima velik uticaj na mehaničke karakteristike materijala. Pri temperaturi opuštanja od  $450 - 500[^{\circ}C]$  zatezna čvrstoća je  $2.800 [MPa]$ , granica istezanja  $2.300 [MPa]$  i izduženje do loma je  $5[%]$ . U odnosu na postupak standardnog poboljšanja, zatezna čvrstoća je veća za  $600 [MPa]$  , granica istezanja je nešto niža i dok su vrijednosti izduženja iste. Time se može reći da je došlo do relativnog povećanja elastičnosti [10].

Izrada tijela **namotavanjem kompozitnih materijala** bazira se na procesu helikoidalnog namotavanja staklenih, karbonskih ili kevlarskih niti na kalup uz istovremeno kvašenje niti epoksidnom smolom. Kalup po svom spoljašnjem obliku odgovara unutrašnjoj konturi tijela pogonske grupe, na njega je nanesen inhibitor ili termozaštitna obloga i lajner. Nanošenje kompozitnih materijala se vrši na kompjuterski upravljivoj mašini koja omogućuje ostvarenje neophodne preciznosti u procesu prostornog postavljanja niti i ostvarenju neophodne sile prednaprezanja u nitima. Mašina ne vodi pojedinačne niti, već trake od više hiljada pojedinačnih niti. Prije obuhvatanja kalupa, trake niti se kvase u smoli (epoksidna smola, očvršćivač i ubrzivač). Po završetku namotavanja niti na tijelo, ono se podvrgava termičkom tretmanu radi ubrzanog očvršćavanja. Ova tehnologija omogućava ostvarenje željenih geometrijskih oblika tijela pogonskih grupa, obezbjeđuje povoljan odnos čvrstoće i gustine materijala, ali zbog prirode anizotropnosti materijala i problema provjere tijela na unutrašnji pritisak, postoje odgovarajuća ograničenja za primjenu ove tehnologije u sredinama koje nemaju nužan stepen kontrole kvaliteta sirovina i samog odvijanja tehnološkog procesa nanošenja kompozitnog materijala.



Sl. 6 Raketni motor od kompozita [11].



Sl. 7 Mašina za namotavanje kompozita [6]

#### 4. EKSPERIMENTALNA ISPITIVANJA

U periodu do 1992. god. za izradu **tijela** pogonskih grupa osnosimetričnih letilica na području bivše Jugoslavije korišteni su najčešće sljedeći materijali:

Tabela br. 2

Materijali	Granica razvlačenja	Zatezna čvrstoća	Izduženje
	min. [ MPa ]	min. [ MPa ]	min. [ % ]
Č.3130	635	880-1080	12
Č.4730	685	880-1080	12
PD 33	580	630	6

Neposredno prije rata bilo se pristupilo istraživanju upotrebe čelika "maragine" za izradu tankostjenih tijela osnosimetričnih letilica, ali rezultati tih ispitivanja nisu više dostupni.

Za izradu **mlaznika** korišteni su najčešće sljedeći materijali:

Tabela br. 3

Materijali	Granica razvlačenja	Zatezna čvrstoća	Izduženje
	min. [ MPa ]	min. [ MPa ]	min. [ % ]
Č.1430	420	620-770	17
Č.1730	570	830-980	14
Č.4734 *	1030	1230-1430	9

\* Čelik je topljen pod troskom.

Ovakav izbor materijala je bio uslovjen tehnološkim nivom čeličana i posebno ograničavajući faktor je bilo nepostojanje kontinuiteta u procesu proizvodnje čelika posebnih karakteristika.

U periodu od 1960.-'80 god. za izradu tijela pogonske grupe nevođenih letilica korištene su tehnologije mehaničke obrade cijevi kao osnovne, da bi tek osamdesetih godina uvedena tehnologija hladnog rotacionog istiskivanja tijela. Za tijela pogonskih grupa malih dimenzija primjenjivana je tehnologija toplog kovanja.

Autor i istraživači tvornice "PRETIS" u cilju ustanovljavanja zavisnosti stepena deformacije i početnog stanja čelika prije hladnog rotacionog istiskivanja vršili su dugotrajna ispitivanja čelika pod oznakama **A** i **B** i dio tih rezultata je prikazan na sl.8 i sl. 9.

Promjene zatezne čvrstoće prate stepen deformacije po približno linearnoj zavisnosti i u skladu su sa rezultatima inostranih istraživanja. Promjena izduženja je u skladu sa promjenom zatezne čvrstoće za dati stepen deformacije. Ovaj nivo saznanja ukazuju na potrebu nastavka istraživanja i stvaranja pretpostavki za istraživanje i razvoj i preradu čelika većih mehaničkih osobina od onih sa kojim se u dosadašnjem radu susretalo.

## 6. ZAKLJUČCI

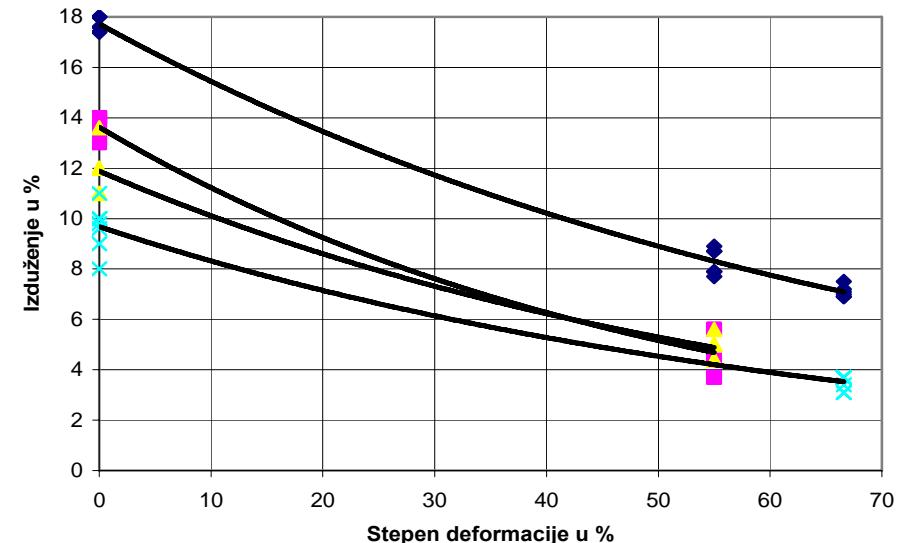
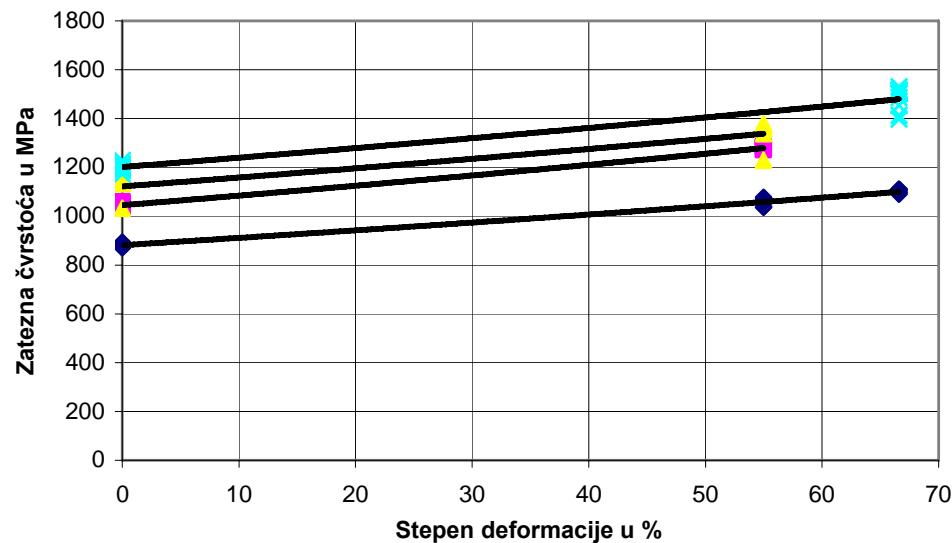
Savremene materijale za tijela pogonskih grupa razvijaju zemlje sa visoko razvijenim tehnologijama uz angažovanje velikog broja naučnika i istraživača iz različitih oblasti nauka i tehnologija.

Primjena savremenih tehnologija za izradu tijela je moguća i kod zemalja čiji su tehnološki i naučni potencijali na nižem stepenu, ali koje posjeduju znatnu finansijsku osnovu, kontinuirano prate kretanja u oblasti savremenih tehnologija i školjuju naučnika i istraživača odgovarajućih profila.

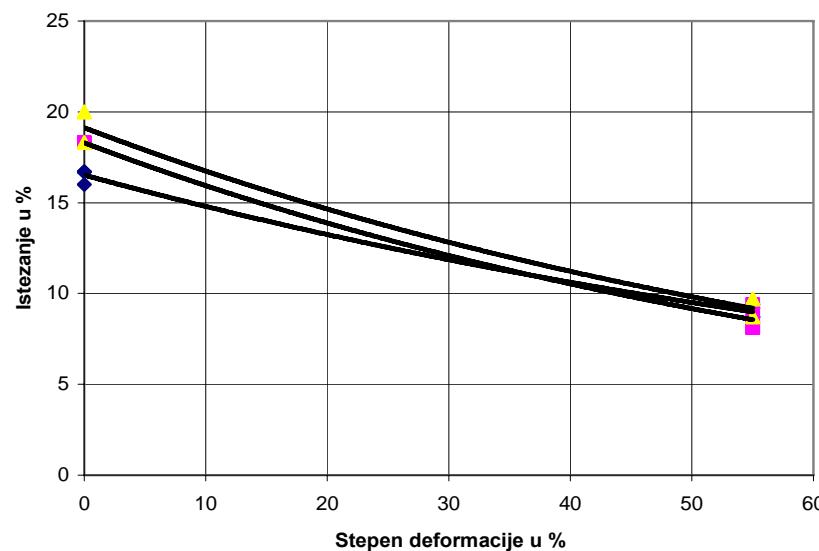
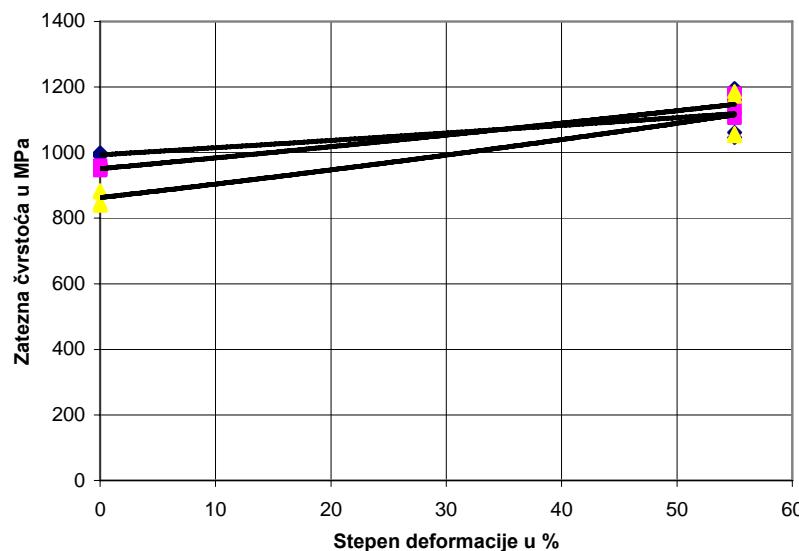
Bosna i Hercegovina posjeduje potreban minimum neophodnih tehnoloških i naučnih potencijala koji su u mogućnosti da prate svjetski trend u razvoju novih materijala i tehnologija, ali primjena tih znanja i tehnologija u industriji zahtijevat će znatna finansijska sredstva za nabavku savremene opreme i za školovanje kadrova. Bilo bi od posebnog značaja da znanja koja su bila dostupna do izbijanja rata se sistematizuju i mogla bi predstavljati osnovu za dalja istraživanja.

## 7. LITERATURA

1. Sutton P. G. : *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, New York, 1986.
2. Timnat Y. M. : *Advanced Chemical Rocket Propulsion*, Academic Press, 1987.
3. Whitfield H. K. : *Design of Metal Case Solid Rocket Motor*, AIAA Paper No 68-654, AIAA Propulsion Joint Specialist Conf., 1968.
4. PERME, *Propelants Explosives & Rocket Motor Establishment*, England.
5. ROYAL ORDNANCE, IMI SUMERFIELD, *Strip Laminat Cases*, England.
6. BAJ VICKERS, *High Performance Rocket Motors*, England.
7. ROYAL ORDNANCE, *Rocket Motors Division*, England.
8. TI HOLLOW EXTRUSIONS, *Design for Shape*, England.
9. VEREINIGTE EDEL-STAHLWERKE AG, *Flow Forming*, Austria.
10. Frodl D., Planker E., Vetter K. : *Cijevi velike mehaničke čvrstoće, kaljene austenitnim postupkom*, SPEZIAL ROHR GmbH.
11. SNPE, *Propulsione Divisione*, France.



Sl. 8 Promjena zatezne čvrstoće i izduženja u zavisnosti od stepena deformacije i početnog stanja čelika "A"



Sl. 9 Promjena zatezne čvrstoće i izduženja u zavisnosti od početnog stanja čelika "B"