Dr Miloš Čolaković,
pukovnik, dipl. inž.

Gorivo kao element sigurnosti i pouzdanosti funkcionisanja raketnog sistema

Uvod

Čvrsto raketno gorivo sagoreva u strogo određenom režimu dajući pri tome potisak u vidu funkcije $F(t)$. Za jedan određen sastav goriva oblik ove funkcije određen je njegovom geometrijom i stepenom inhibiranja. Po pravilu, početna površina sagorevanja se ne sme znatnije menjati za sve vreme rada raketnog motora. Uslovi rada raketnog motora su takvi da utiču na stvaranje pukotina u kompaktnoj masi goriva, dovode do loma zrna, do odlepljenja inhibitora od goriva ili goriva od termozaštite. Dugogodišnjim skladištenjem raketnih motora dolazi do promene supstance goriva u smislu promene sastava (naročito na kontaktnim površinama), do isušivanja lepila, do kemijske degradacije, pri čemu nastaju gasoviti produkti koji, pre nego što difundiraju, mogu izazvati pukotine ili odlepljenja ili uticati na smanjenje početnih mehaničkih svojstava goriva do granice kada ono više nije u stanju da održi svoju celovitost. Gubljenjem celovitosti, pogonski materijal sagoreva uz znatno veću površinu, što proizvodi veći pritisak barutnih gasova i konačno eksploziju raketnog motora u trenutku pripaljivanja ili za vreme leta rakete. Osim toga, gorivo (naročito dvobazna pogonska materija) hemijski se degradira, oslobađajući izvesnu količinu toplote, koja se zbog slabe tem-

peraturne vodljivosti barutne mase može nagomilati i izazvati samozapaljenje i pre upotrebe sistema. Ova degradacija dovodi i do smanjenja energetske i mehaničke potencijala goriva, što se manifestuje u smanjenju specifičnog impulsa (I_{sp}) i mehaničkih karakteristika.

U vezi sa navedenim promenama u barutnoj masi za vreme čuvanja i eksploatacije raketnog sistema, neophodno je u toku razvoja proceniti hemijski, fizičko-mehanički i balistički vek upotrebe.

Pod hemijskim vekom upotrebe podrazumeva se vreme za koje raketno gorivo može biti sigurno skladišteno (stokirano), da ne predstavlja opasnost od samozapaljenja. Smatra se da ova opasnost nastaje kada procesi razgradnje goriva postaju samoubrzavajući.

Fizičko-mehanički vek upotrebe (ili život) pogonskog punjenja je maksimalno vreme od njegove izrade do momenta startovanja motora, nakon kojeg će motor bez rizika ispravno raditi, ostvarujući funkciju potiska F/t , koja u okviru dozvoljenih tolerancija odgovara funkciji ostvarenoj tokom prijemnih ispitivanja motora.

Pod balističkim vekom upotrebe podrazumeva se vreme trajanja rakete, u kojem će ona ispuniti minimum zadanih balističkih zahteva.

Sva tri pomenuta veka upotrebe raketnog goriva moraju se posmatrati zajedno zbog velikog broja parametara koji se međusobom superponiraju. Na primer, hemijska dekompozicija, pored toga što utiče na mogućnost samozapaljenja, drastično smanjuje srednju molekularnu masu goriva, a ona je u neposrednoj vezi sa viskozitetom, odnosno mehaničkim svojstvima goriva i sa balističkim ponašanjem (pritisk, brzina sagorevanja, temperaturni koeficijent brzine sagorevanja).

Kod nas postoji dugogodišnje iskustvo u određivanju hemijskih promena u klasičnom i raketnom gorivu, vezano za mogućnost njegovog samozapaljenja. Ta iskustva se koriste u definisanju metoda za kontrolu goriva u toku izrade, prijema i ekspertize nakon dugogodišnjeg skladištenja (TU SSNO preko CVTŠ KoV JNA, zajedno sa VTI-om i nekim RO namenske proizvodnje privodi kraju nove SNO za ovo područje, koji po obimnosti ispitivanja i kvalitetu ne zaostaju za svetskim).

Nešto manje iskustva, zbog nesistematskog rada, imamo sa predviđanjem balističkog veka upotrebe, ali i tu je u toku izrada novih Standarda narodne odbrane (SNO).

Takođe, malo iskustva imamo u definisanju fizičko-mehaničkog veka upotrebe goriva za klasičnu i raketnu municiju, pa će zbog toga u ovom radu i biti reči, uglavnom, o toj problematici.

Nomenklatura:

- a_T — faktor temperaturno-vremenske analogije;
- H — toplotna difuzivnost;
- K — modul kompresibilnosti;
- G — modul smicanja;
- t — vreme;
- w — debljina svoda raketnog goriva;
- d — unutrašnji prečnik;
- L — dužina pogonskog punjenja.

Fizičko-mehanički vek upotrebe raketnih goriva

Na osnovu naših i stranih iskustva najčešći razlog izbacivanja raketnog goriva iz upotrebe jeste slabljenje njegovih mehaničkih svojstava, a s tim u vezi i slabljenje strukturnog integriteta bloka pogonskog goriva. Ovakav vid oštećenja obavezno daje neadekvatnu funkciju $F(t)$, što može uzrokovati, u najboljem slučaju, nezadovoljenje zadanih TTZ, a najčešće eksploziju raketnog motora. Da bi se to izbeglo, potrebno je u toku razvoja goriva i raketnog motora izvršiti strukturnu analizu bloka raketnog goriva. Uzima se u obzir koncentracija naprezanja, određena empirijskim izrazima u zavisnosti od w , d i L . Profili μ , σ i ϵ , u zavisnosti od dužine i oblika, određuju se numeričkim metodama.

PRELIMINARNA STRUKTURNA ANALIZA ima za cilj da utvrdi da li određeni tip goriva uopšte može da konkuriše za neki raketni motor, odnosno da li može da zadovolji minimalne TTZ, s obzirom na fizičko-mehanički vek upotrebe. Iz nje se izvodi zaključak da li treba učiniti nekakva poboljšanja u konstrukciji goriva ili raketnog motora. Na osnovu teorije linearne elastičnosti računaju se maksimalna naprezanja, deformacije i pomaci za zrno u obliku šupljeg cilindra. Kod složenijih oblika zrna, koncentracije naprezanja računaju se pomoću empirijskih izraza eksperimentalno usaglašenih pomoću fotoelascitometrije.

KOMPLETNA STRUKTURNA ANALIZA se radi nakon odluke o usvajanju tipa goriva za konkretni raketni motor. Ovde se ne računaju samo maksimalne veličine μ , σ i ϵ , već njihove vrednosti po celom volumenu goriva sa manje restrikcija i pretpostavki. Profili ovih vrednosti, u zavisnosti od dužine i oblika zrna, određuju se numeričkim metodama.

Kada se radi o specijalnim konstrukcijama, prave se posebni proraču-

ni za gorivo u oblasti prelaznog stanja (u području ostakljivanja) za σ , μ i ϵ na krajevima zrna, na spojevima zrnoinhibitor i na utorima.

Značajna je i eksperimentalna potvrda proračunatih rezultata. Ona je nekad i glavna analiza (kod kompleksnih konfiguracija i posebnih reoloških karakteristika goriva), kada valjanost analitičkih izraza i numeričkih metoda dolazi u pitanje. Za eksperimentalnu analizu koriste se STRAIN TESTING MOTORS (STM), STRAIN EVOLUTION CILINDER (SEC) ili, pak, mali i realni raketni motori.

ANALIZA LOMA predstavlja finalno stanje u proračunu. Rezultati ove analize izražavaju se kao koeficijent sigurnosti ili koeficijenti oštećenja. Zadatak ove analize jeste da omogući iznalaženje izraza preko kojih će se uslovi loma, dobijeni testovima kidanja na epruvetama u laboratoriji, moći koristiti za predočavanje lomova materijala u realnim uslovima eksploatacije. Značajno je pomenuti da nijedna od postojećih teorija loma ne može da se primeni i na raketna goriva, jer u sebi ne sadrže parametre kao što su naponska i deformaciona stanja u zavisnosti od istorije opterećenja, brzine, temperature, pa čak i stanja površine.

Posebno se razmatraju slučajevi loma kada u masi goriva postoje određene pukotine manje veličine i kada je masa potpuno homogena. U prvom slučaju lom nastaje kao posledica deformacija i opterećenja, a u drugom se mora utvrditi da li će pukotine nastaviti da rastu i kojom brzinom. Zbog, uglavnom, poznatih nedostataka postojeće teorije loma, za predočavanje loma raketnog goriva koriste se empirijska pravila koja polaze od USPOREDBI STVARNOG SA DOZVOLJENIM STANJEM NAPREZANJA I DEFORMACIJE U RAKETNOM MOTORU.

Zbog kompleksnosti goriva kao kompozitnog polimernog materijala za primenu navedenih empirijskih pravila mora se unapred: a) utvrditi u kom

području materijala važi temperaturno-vremenska analogija; b) voditi računa da se upoređuju izračunate veličine sa maksimalnim dozvoljenim veličinama. (To podrazumeva upotrebu eksperimentalnih rezultata koji su dobijeni samo u uslovima sličnim realnim — u motoru, na kidalici sa dvoosnim ili troosnim epruvetama pod hidrostatičkim pritiskom, uz primenu faktora koncentracije naprezanja, i sl.); c) upoređivati one veličine koje se mogu računati s najvećom pouzdanošću. (Kada se radi o temperaturnim naprezanjima pouzdanije je upoređivati deformacije, a pri akceleraciji i odlepljenjima — naprezanja).

U strukturnoj analizi veliki značaj ima područje KARAKTERIZACIJE MATERIJALA. S obzirom na to da se radi o kompleksnom polimernom materijalu, problem predstavljaju nedovoljno razvijene metode sa malim stepenom pouzdanosti, pa svaka vrednost mora predstavljati statistički obrađenu veličinu. Karakterišu se sledeća svojstva goriva:

— termička: λ , d , C_p , γ ,

— mehanička i reološka: σ_m , ϵ_m , $\sigma(t)$, $\epsilon(t)$, $E(t)$, a_T , μ , K , G , i

— osobine loma sa funkcijama: $\sigma_m(t/a_T)$ i $\epsilon_m(t/a_T)$.

Vrste i značaj opterećenja kojima je gorivo izloženo za vreme skladištenja i eksploatacije

Opterećenja kojima je izloženo pogonsko gorivo od dana proizvodnje do trenutka upotrebe najčešće se svrstavaju u:

— specificirana, i

— inducirana.

Specificirana opterećenja definisana su zahtevima kupca. Nastala su kao rezultat:

— temperature skladištenja, temperature eksploatacije, aerodinamičkog zagrevanja i temperaturnog cikliranja;

- akceleracije;
- vibracija i šokova;
- uticaja okoline.

Inducirana naprezanja su ona koja nastaju kao rezultat posebnih zahtjeva konstruktora i proizvođača da bi obezbedili funkcionisanje sistema. Nastaju kao rezultat:

- tehnologije proizvodnje (smanjenja volumena baruta za vreme umrežavanja);

- naglog porasta pritiska u trenutku pripaljivanja;

- naprezanja i deformacija za vreme leta raketa.

Temperaturna naprezanja

Najveća temperaturna naprezanja i deformacije javljaju se na nižim temperaturama kada se uspostavi ravnotežno stanje između temperature okoline i barutne mase. Najopasnija σ i ϵ su na unutrašnjoj površini šupljeg cilindra, na krajevima zrna i na mestima povećane koncentracije kod složenijih oblika zrna. Povećavaju se sa povećanjem veka zrna. Povećavaju se i u slučaju čestih promena temperature. Na ova naprezanja (deformacije) superponiraju se i ona nastala usled aerodinamičkog zagrevanja. Aerodinamičko zagrevanje je značajno kod raketa koje se lansiraju iz supersoničnih aviona, kao i onih koje se koriste za gađanje brzih ciljeva u odlasku. Problemi nastaju usled naglog zagrevanja zidova raketnog motora kada je prelaz topline na barut smanjen usled njegove male toplotne vodljivosti. Razlika temperature baruta i komore indukuje σ i ϵ koji rastu proporcionalno sa njenom veličinom. Na slici 1 može se videti kako se σ menja sa vremenom leta raketa uporedo sa promenom izdržljivosti kontaktnog spoja komora — termoizolacija — barut, na odlepljenje. Do najkritičnijeg dela dolazi nakon nekog vremena leta rakete.

Sl. 1 Šematski prikaz dejstva aerodinamičkog zagrevavanja

Naprezanja koja se javljaju pri akceleraciji nastaju:

- u trenutku lansiranja i manevara;

- za vreme stokiranja u skladištima, i

- za vreme transporta.

Za vreme lansiranja nastaju naprezanja na kontaktnim površinama. Najveća su na krajevima zrna u trenutku maksimalnog ubrzanja. Veća su u motoru koji »ne radi« nego u onom koji je pod radnim pritiskom, pa su, prema tome, marš-faza i drugi stepen rakete kritičniji. Šabiraju se ubrzanja aviona i rakete pri lansiranju. Velika temperatura pri lansiranju povećava opasnost. Za vreme transporta nastaju ubrzanja i vibracije, različiti u zavisnosti od sredstava i puteva transporta. U stručnoj literaturi date su neke zavisnosti [1]:

- transport kamionima po lošim putevima odvija se pri ubrzanju od ≈ 2 g i vibracijama od 10 ciklusa u sekundi (cps);

- transport traktorom pri $\approx 3,7$ g i 250—350 cps;

- helikopterima: 7,0 g i 400 cps;

- brodovima po uzburkanom moru: 3,0 g i 15—40 cps.

Ako je raketni motor stokiran u skladištu vertikalno, problem predstav-

lja puzanje goriva, naročito pri višim temperaturama kod većih bondingovanih punjenja. To deformiše kanal za prolaz produkata sagorevanja, pa može izazvati eksploziju raketnih motora, ako ova pojava konstrukcijski nije uzeta u obzir. Slično se dešava i pri horizontalnom stokiranju većih raketnih motora složenijih konfiguracija goriva.

Vibracije i šokovi

Jedan tip akceleracije predstavlja ju i vibraciona opterećenja koja se javljaju pri transportu i pri nestabilnom sagorevanju. Zbog viskoznih svojstava raketnog goriva vibracione sile i deformacije prouzrokuju njegovo zagrevanje, što povećava temperaturu, a samim tim smanjuje mehanička svojstva i može dovesti do samozapaljenja. Kriteriji loma za termalno-vibracione uslove opterećenja još nisu najjasnije definisani.

Šok je trenutno dejstvo sile, obično koncentrisane na vanjsku površinu motora.

Uticaj okoline

Prirodna degradacija molekularnog lanca osnovnog polimera, te uticaj vlage i većeg broja drugih agensa dovode do smanjenja mehaničkih svojstava goriva, a time i njegovog veka upotrebe. Poznavanjem kinetike ove razgradnje može se predvideti vreme kada gorivo neće zadovoljiti postavljene kriterijume loma.

Tehnologija proizvodnje

Kod kompozitnog raketnog goriva temperatura umrežavanja i priroda polimera utiču na stepen kontrakcije barutne mase, a time i na veličinu trajnih naprezanja i deformacija, naročito na kontaktnoj površini motor — gorivo.

Kod dvobaznih raketnih goriva nivo mehaničkih osobina je, uglavnom, određen poreklom i svojstvima nitroceluloze i plastifikatora, kao i njihovog stepena degradacije u toku želatinizacije.

Porast pritiska za vreme pripaljivanja

Pripaljivanje raketnog motora inducira pritisak u celom bloku goriva sa naprezanjima i deformacijama koja su najveća na unutrašnjoj površini šupljeg cilindra. Veličine ovih naprezanja i deformacija zavise od veličine pritiska, karakteristika goriva (kompresibilnosti, brzine sagorevanja, eksponenta »n«, temperaturne osetljivosti) i konfiguracije zrna. Zbog malih dozvoljenih deformacija goriva veća je mogućnost eksplozije raketnog motora u trenutku pripaljivanja na nižim temperaturama.

Let i kombinovana opterećenja

Neka opterećenja i deformacije mogu se superponirati u toku veka upotrebe i eksploatacije goriva u raketnom motoru, pa predstavljaju veću opasnost nego svako za sebe pojedinačno, što se pri pravljenju strukturne analize mora uzeti u obzir. Najznačajnija su kombinovana opterećenja u trenutku pripaljivanja na nižim temperaturama gde se superponiraju deformacije zbog ohlađenosti goriva na temperaturu skladišta, deformacije nastale naglim porastom pritiska, deformacije usled lansiranja i deformacije kao rezultat kontrakcije volumena zbog umrežavanja.

Rezultati proračuna

Trenutno raspoložemo znanjem i opremom da možemo napraviti Preliminarnu strukturnu analizu u uslovima kada se materijal ponaša elastično (stišljivo) i viskoelastično linearno (stišljivo).

vo i nestišljivo). Za jednostavnije oblike pogonskog punjenja koristi se ANALITIČKI POSTUPAK, a za složenije NUMERIČKI. Zbog složenosti jednog i drugog postupka i nedostatka prostora izneće se samo rezultati dobijeni analitičkim postupkom za proračun koeficijenta oštećenja (D) s obzirom na održavanje strukturnog integriteta jednog kompozitnog goriva ulivenog u motor određenih karakteristika.

Koeficijent oštećenja definiše se kao odnos stvarnih deformacija goriva u raketnom motoru u uslovima čuvanja i eksploatacije (ϵ_0), prema maksimalnoj deformaciji koju u istim uslovima može da podnese gorivo (ϵ_m).

$$D = \sum \frac{\epsilon_0}{\epsilon_m} < 1 \quad (1)$$

U proračunu koji se ovde zbog obima rada ne navodi, izračunaće se deformacije na temperaturama skladištenja od 233 i 333°K, usled porasta pritiska za vreme pripaljivanja na 233°K, zbog akceleracije za vreme stokiranja i pri transportu sa ubrzanjem od 3 g i sinusoidalnim vibracijama od 10 cps na 293°K.

Ovako dobijene deformacije upoređuju se sa dozvoljenim deformacijama, dobijenim pri kidanju epruveta različitih oblika i dimenzija, koje simuliraju višecosna opterećenja goriva u raketnom motoru.

Da bi se mogao izvršiti ovaj proračun, potrebno je raspolagati sledećim karakteristikama goriva i raketnog motora:

- geometrija zrna (data na sl. 2);
- debljina zida komore, $k=0,003$ [m];
- toplotni koeficijent dilatacije baruta $d_p = 4,4 \times 10^{-5}$ [mm/°K];
- toplotni koeficijent dilatacije komore $d_c = 0,63 \times 10^{-5}$ [mm/°K];
- modul elastičnosti komore $E_c = 2,1 \times 10^{11}$ [Pa];

- odgovarajući modul elastičnosti baruta — E_p ;
- Poissonov broj baruta, $\mu_p = 0,495$;
- Poissonov broj komore, $\mu_c = 0,30$;
- modul kompresibilnosti baruta K ;
- radni pritisak u motoru $P = 4 \times 10^6$ [Pa];
- vreme porasta pritiska u toku pripaljivanja, $t = 0,03$ [s];
- minimalna temperatura stokiranja raketnog motora, $T_{min} = 233$ [°K];
- maksimalna temperatura stokiranja raketnog motora, $T_{max} = 333$ [°K];
- minimalna temperatura eksploatacije, $T_{fmin} = 233$ [°K];
- maksimalna temp. eksploatacije $T_{fmax} = 333$ [°K];
- toplotna vodljivost goriva $\lambda = 0,23$ [W/Km];
- specifična toplota baruta $C_p = 1500$ [J/kg °K];
- specifična masa baruta, $\rho = 1700$ [kg/m³];
- odnos $b/a' = 2,0$.

Dimenzije i geometrija goriva dati su na slici 2.

Na osnovu zadanih i izmerenih parametara, izračunate deformacije i naprezanja za pojedine vrste opterećenja iznose:

- deformacije nastale usled razlike temperatura polimerizacije i skladištenja i deformacije nastale zbog skupljanja volumena za vreme polimerizacije; uzet je obzir i koeficijent koncentracije naprezanja:

$$\epsilon_T = 7,07\%;$$

- deformacija usled dejstva pri-pale, $\epsilon_p = 0,86\%$;

- deformacija usled sopstvene težine za vreme skladištenja, $\epsilon_{sk} = 0,08\%$;

Sl. 2 Geometrija goriva za koje je izvršen proračun

— naprezanja usled transporta i vibracija $\sigma_{tr} = 0,028 \times 10^5 \text{ Pa}$.

Da bi se odredili dozvoljeni σ_m i ϵ_m , treba izvršiti opite kidanja pri jednoosnoj, dvoosnoj i troosnoj deformaciji (u zavisnosti od vrste deformacije u konkretnom slučaju) na raznim temperaturama, pri različitim brzinama i hidrostatskom pritisku koji odgovara ravnotežnom pritisku u raketnom motoru. Na osnovu tih opita dobiju se krive prikazane na slici 3. Sa ovih krivih očita se maksimalna deformacija ili naprezanje za uslove koji se odnose na konkretan slučaj.

Na osnovu izračunatih σ i ϵ i očitanih σ_m i ϵ_m sa slike 3, prema izrazu (1), odredi se koeficijent oštećenja za svaki vid opterećenja posebno. U našem slu-

Sl. 3 σ_m i ϵ_m u funkciji temperature na bio-ksijalnim epruvetama

čaju za deformacije usled promena temperature, dejstva pritiska i puzanja zbog sopstvene težine:

$$D = \frac{\epsilon_T}{\epsilon_{inT}} + \frac{\epsilon_p}{\epsilon_{inP}} + \frac{\epsilon_{sk}}{\epsilon_{inSK}} =$$

$$= 0,589 + 0,04 + 0,07 = 0,699$$

Koeficijent oštećenja usled transporta:

$$D_{tr} = 0,0035$$

S obzirom na to da pri eksperimentalnom određivanju dozvoljenih σ i ϵ zbog polimernih svojstava goriva, postoje velika rasturanja rezultata od srednje vrednosti, za donošenje, zaključka o valjanosti upotrebe dobijenih rezultata vrši se njihova statistička obrada.

Kada se radi o utvrđivanju dozvoljenih opterećenja, statističkom obradom rezultata [4] potrebno je obezbediti minimalni kapacitet goriva sa verovatnoćom od 99% i stepen pouzdanosti od 95%.

Da se ovaj uslov ispuni, potrebno je dobijeni koeficijent oštećenja pomnožiti faktorom 1,78, što iznosi:

$$D = 0,698 \times 1,78 = 1,244$$

Zaključak

Na osnovu iznetog jasno je da je u toku svog životnog veka raketno gorivo, a time i raketni motor, izloženo takvim uslovima koji mogu dovesti do hemijskog, balističkog i fizičko-mehaničkog oštećenja. Ova oštećenja, u zavisnosti od polaznih stanja materijala i uslova eksploatacije, mogu izazvati promene koje dovode do neuspešnog leta ili eksplozije.

U trećem odeljku ovog članka istaknute su najznačajnije vrste naprezanja i način njihovog delovanja da bi se uočila nužnost njihovog proračuna i

analizom loma utvrdili kriteriji do kojih se ova naprezanja mogu tolerisati. Iskustvo pokazuje da su temperaturna naprezanja trajna i najveća, pa se često u prvoj varijanti određuju samo ona, a druga se pretpostave i uzmu u obzir povećanjem koeficijenta sigurnosti. Međutim, kod složenijih oblika zrna to je riskantno, pa se vrši kompletna strukturna analiza goriva kao polimernog materijala, što znatno otežava posao. Najbolja rešenja u tom slučaju dobiju se numeričkim metodama koje moraju biti praćene većim brojem eksperimenata da bi se definisali parametri goriva u uslovima identičnim uslovima čuvanja i eksploatacije raketnog motora. Dobijene vrednosti proveravaju se eksperimentalno ili u analognim motorima. Vek upotrebe raketnog sistema, s obzirom na pouzdanost goriva, procenjuje se ponavljanjem tih opita (i proračuna) nakon određenog vremena ili, pak, ubacivanjem u proračun mehaničkih i reoloških parametara dobijenih na ubrzano starenim gorivima. Zemlje koje su ovladale ovom tehnologijom ulažu znatna sredstva za njeno provođenje, a u standardima koji se odnose na održavanje municije ova procedura je neizbežna. Rezultati proračuna, dati u ovom radu, dobijeni su analitičkim postupkom, uz ograničenja koja se mogu tolerisati. Vršene su uporedbe sa rezultatima dobijenim eksperimentalno (na SEC-u) i odstupanja nisu značajna. Pogonsko punjenje oblika datog na slici 2 ne može da podnese temperaturno područje upotrebe od $+60$ do -40°C (333 do 233°K).

Za složenije oblike i »opterećenije« motore, uz upotrebu savremenih goriva, proračuni se izvode numeričkim metodama, a provere vrše u analognim ili originalnim motorima.

Literatura:

- [1] Bernard Gondouin: »Tenue mecanique des chargements propulsifs« Masson, 1989, Paris.
- [2] Fitzgerald, I. E.: »Handbook for the engineering structural analysis of solid propellants«.
- [3] Čolaković Miloš: »Strukturna analiza«, CVTS, 1988.
- [4] Stroh G. J., Mc Connell I. D.: »Structural Integrity of solid Propellants Graivs«, ICT — Karlsruhe, 1981.