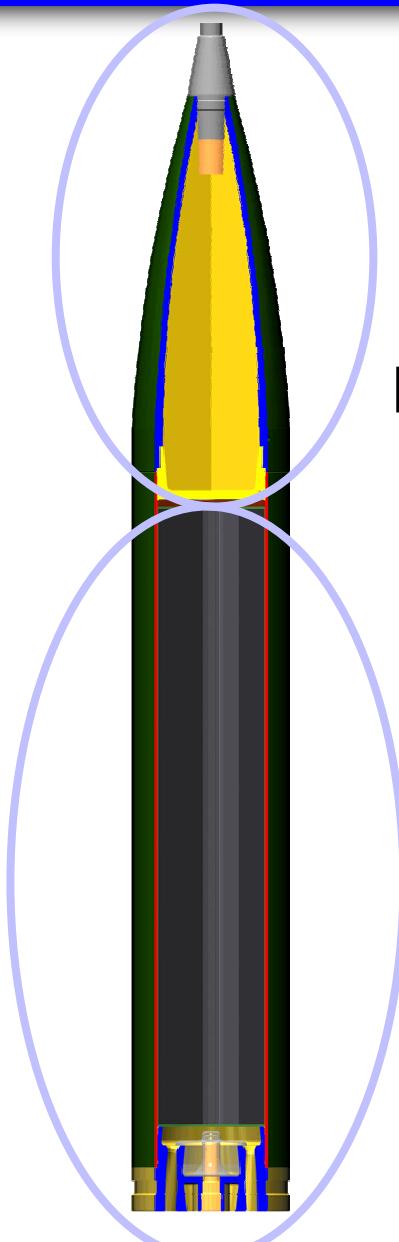


**PREDVIĐANJE IDEALIZIRANIH
UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA
RAKETNOG MOTORA NA DVOBАЗНА GORIVA**

Jasmin Terzić

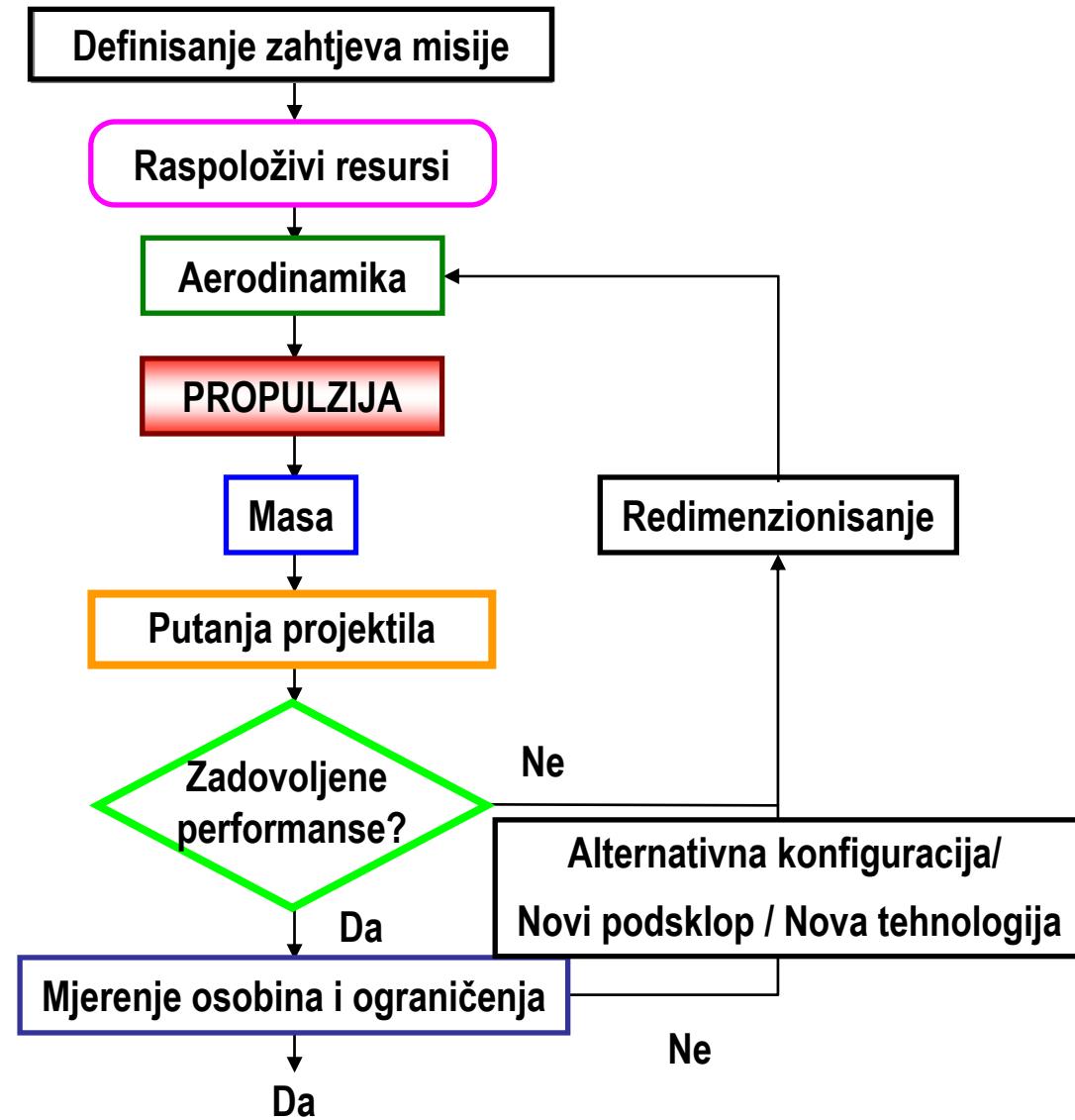
Sarajevo, 07.11.2002.

Dizajn taktičkog raketnog projektila

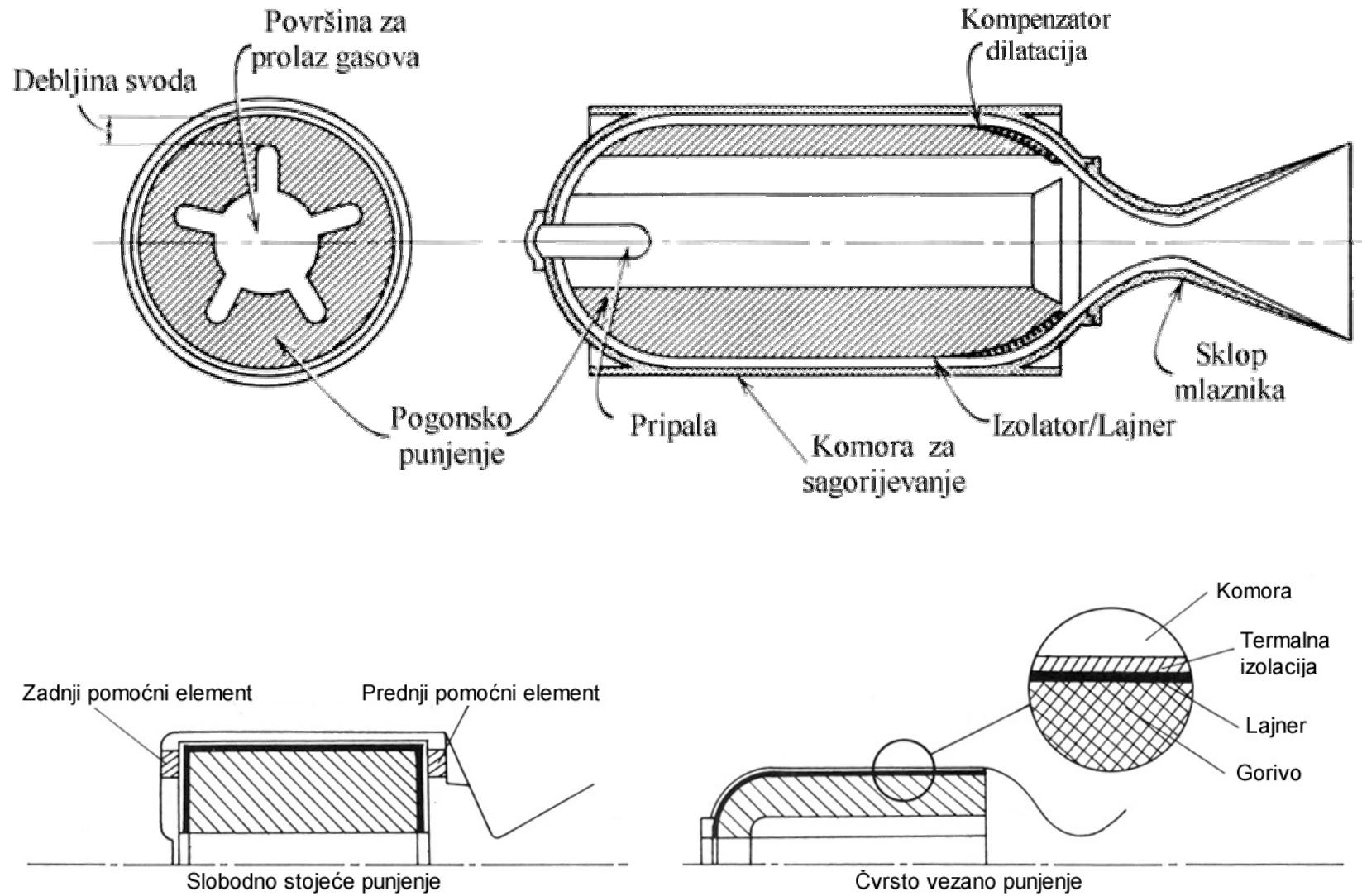


Koristan teret

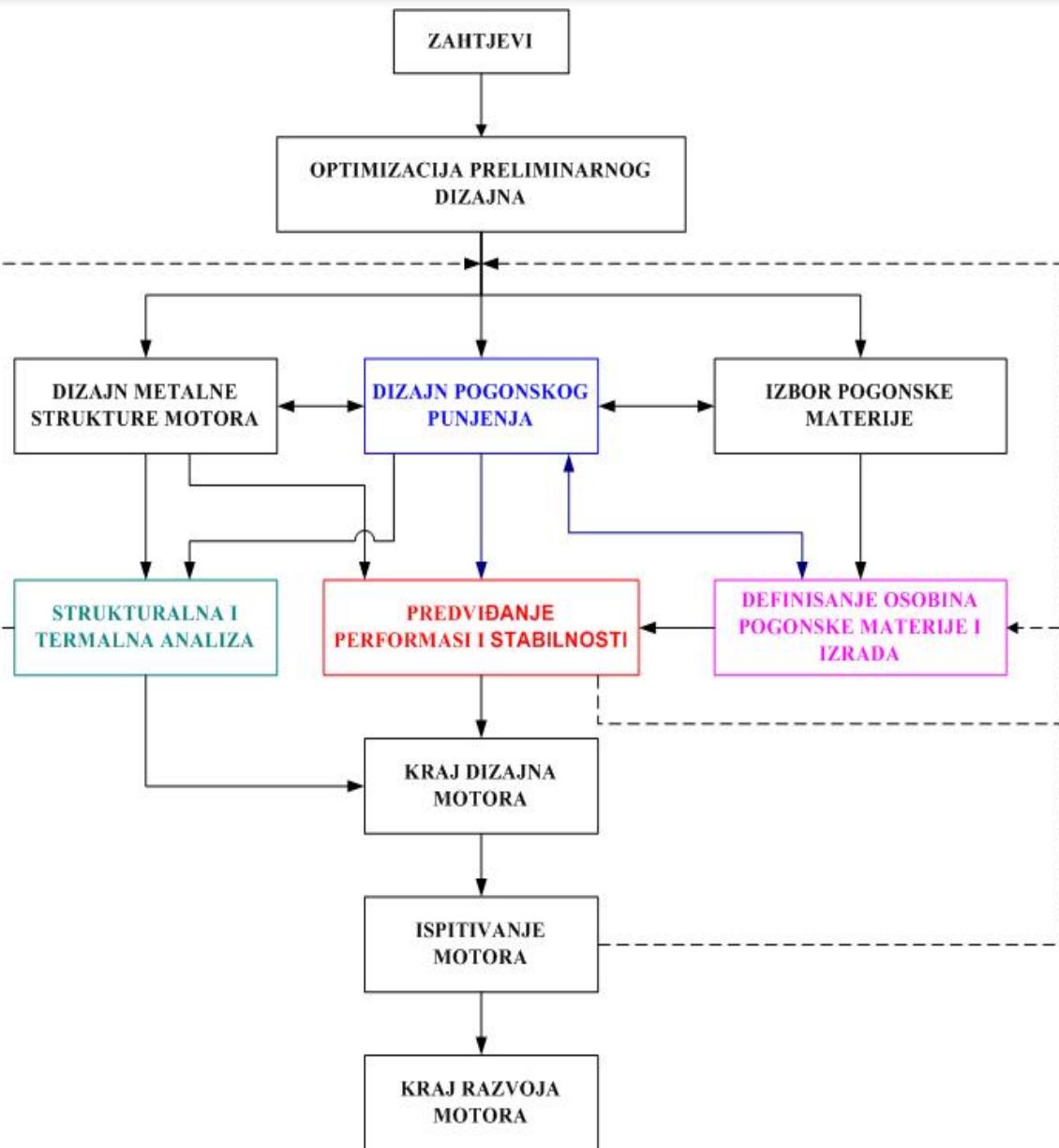
Pogonski dio



Struktura raketnog motora na čvrsta goriva



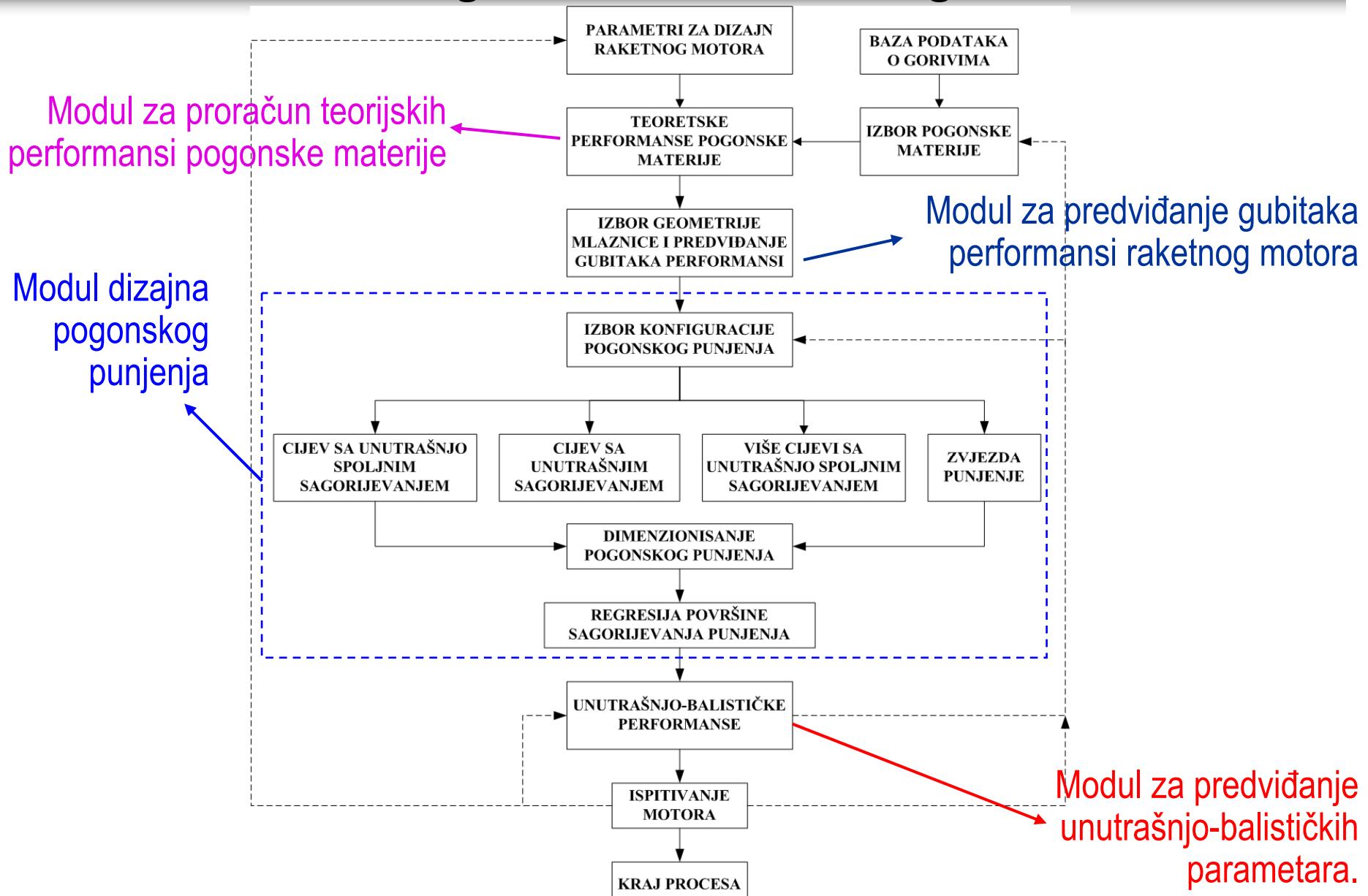
Proces dizajna raketnog motora na čvrsta goriva



Moduli

- ◆ Modul za proračun teorijskih performansi pogonske materije
- ◆ Modul za predviđanje gubitaka performansi raketnog motora
- ◆ Modul dizajna pogonskog punjenja
- ◆ Modul strukturalne analizu
- ◆ Modul za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara.

Model za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na čvrsta goriva



Parametri za dizajn raketnog motora na čvrsta goriva

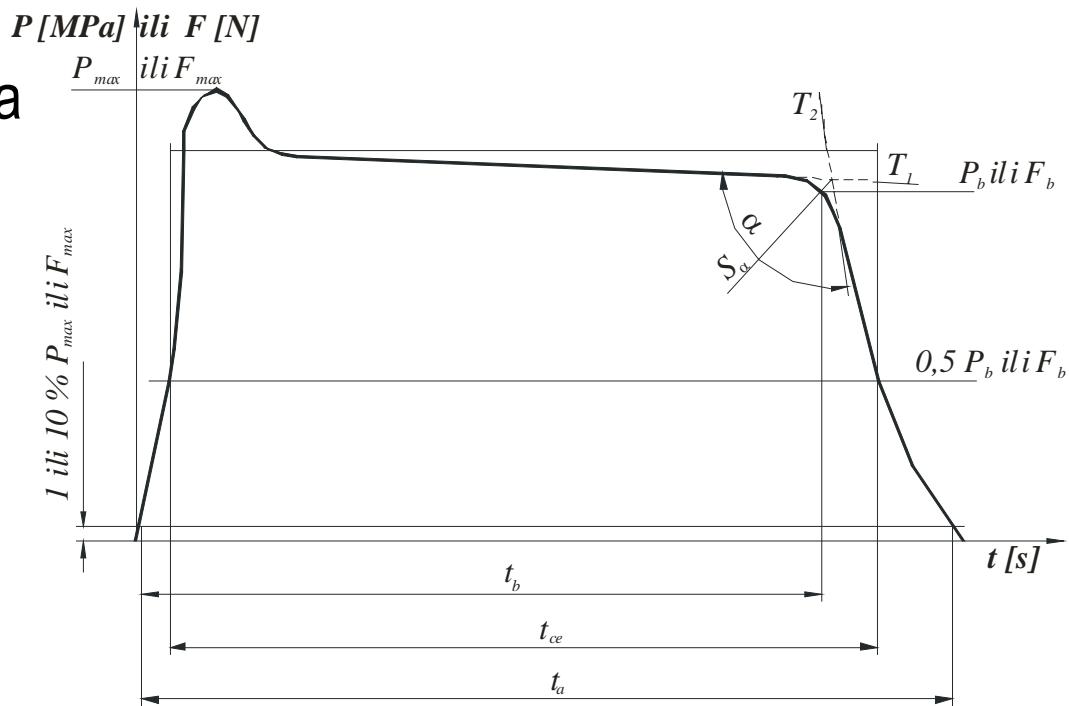
Balistički zahtjevi

- ◆ Totalni impuls raketnog motora

$$I_{tot} = \int_0^{t_a} F \cdot dt$$

- ◆ Vrijeme sagorijevanja t_b ili t_{ce}
- ◆ Srednji potisak

$$F_{aver} = \frac{I_{tot}}{t_b} \quad \text{ili} \quad F_{aver} = \frac{I_{tot}}{t_{ce}}$$



Zahtjevi misije projektila

- ◆ Maksimalno očekivani radni pritisak

$$p_{\max}(T_p) = MEOP \cdot (1 - \text{tolerancije reprodukcije letjelice})$$

Parametri za dizajn raketnog motora na čvrsta goriva

◆ Temperaturni interval upotrebe i visina djelovanja

$$p_{c_{nom}} = p_{\max}(T_p) \cdot \exp[\pi_K \cdot (T_{\max} - T_{nom})]$$

◆ Anvelopa

- Ukupni raspoloživi volumen za pogonsko punjenje

$$V_a = \frac{D^2 \cdot \pi}{4} \cdot L$$

Izbor pogonske materije

◆ Tipovi čvrstih raketnih goriva

- Homogena ili dvobazna raketna goriva
- Heterogena ili kompozitna raketna goriva

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

Hipoteze

- ◆ Sagorijevanje pogonske materije i ekspanzija produkata sagorijevanja predstavljaju dvije odvojene pojave,
- ◆ Procesi sagorijevanja i ekspanzija imaju adijabatski karakter i odvijaju se stacionarno, a produkti sagorijevanja su homogeni po poprečnom presjeku komore, odnosno mlaznika raketnog motora,
- ◆ Zakon idealnog gasa,
- ◆ Jednodimenzionalnoj formi jednačina kontinuiteta, energije i količine kretanja,
- ◆ Brzina gasne struje u komori sagorijevanja u odnosu na onu u mlaznici se zanemaruje, tj. uzima se da je brzina nula,
- ◆ Izoentropska ekspanzija u mlaznici,

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Sastav produkata sagorijevanja -

◆ *Minimizacija Gibbs-ove energije*

$$dG_{T,P} = 0$$

◆ *Uslovi bilansa za sve elemente koji su sadržani u produktima sagorijevanja*

$$\sum_{i=1}^{NG} a_{ij} n_i \sum_{NG+1}^{NS} a_{ij} \tilde{n}_i - a_{0j} = 0, \quad \text{za } j = 1, 2, \dots, l$$

◆ *Uslov bilansa molova u pojedinim fazama*

$$\sum_{i=1}^{NG} n_i - n = 0 \quad \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{n}_i - \tilde{n} = 0$$

◆ *Procedure za određivanje ravnotežnog sastava*

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Jednačine za proračun termodinamičkih svojstava -

◆ Molarna masa

$$M = \sum_{i=1}^{NG} \delta_i M_i$$

$$\tilde{M} = \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{\delta}_i \tilde{M}_i$$

$$M_s = \frac{nM + \tilde{n}\tilde{M}}{n + \tilde{n}}$$

◆ Entalpija

$$h = \frac{\sum_{i=1}^{NG} h_i \delta_i}{M}$$

$$\tilde{h} = \frac{\sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{h}_i \tilde{\delta}_i}{\tilde{M}}$$

$$h_s = \frac{nMh + \tilde{n}\tilde{M}\tilde{h}}{M_s(n + \tilde{n})}$$

◆ Entropija

$$s = \frac{1}{M} \left(\sum_{i=1}^{NG} s_i \delta_i - R \sum_{i=1}^{NG} \delta_i \ln \delta_i - R \ln P \right)$$

$$\tilde{s} = \frac{1}{\tilde{M}} \left(\sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{s}_i \tilde{\delta}_i - R \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{\delta}_i \ln \tilde{\delta}_i \right)$$

$$s_s = \frac{nMs + \tilde{n}\tilde{M}\tilde{s}}{M_s(n + \tilde{n})}$$

◆ Specifična toplota pri $p=\text{const}$

- nereagirajuće smjese

$$c_{p_f} = \frac{\sum_{i=1}^{NG} c_{p_i} \delta_i}{M} \quad \tilde{c}_{p_f} = \frac{\sum_{i=NG+1}^{NS} c_{p_i} \tilde{\delta}_i}{\tilde{M}}$$

$$c_{p_{fs}} = \frac{nMc_{p_f} + \tilde{n}\tilde{M}\tilde{c}_{p_f}}{M_s(n + \tilde{n})}$$

- reagirajuće smjese

$$c_p = \frac{1}{M} \left(\frac{\partial h}{\partial T} \right)_P \quad \tilde{c}_p = \frac{1}{\tilde{M}} \left(\frac{\partial \tilde{h}}{\partial T} \right)_P$$

$$c_{p_s} = \frac{1}{M_s} \left(\frac{\partial h_s}{\partial T} \right)_P$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Jednačine za proračun termodinamičkih svojstava -

◆ Odnos specifičnih toplota

- nereagirajuće smjese

$$\gamma = \left(1 - \frac{R_g}{c_p} \right)^{-1}$$

- reagirajuće smjese

$$\gamma = \left\{ 1 - \frac{R_g}{c_{p_s}} \frac{\left[1 - \frac{T}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial T} \right)_P \right]^2}{\left[1 + \frac{P}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial P} \right)_T \right]} \right\}^{-1}$$

◆ Brzina zvuka

- nereagirajuće smjese

$$a = \sqrt{\gamma R_g T}$$

- reagirajuće smjese

$$a = \sqrt{\frac{\gamma R_g T}{1 + \frac{P}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial P} \right)_T}}$$

◆ Termički koeficijenti za reagirajuću smjesu

$$\alpha_p = 1 - \frac{T}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial T} \right)_P$$

$$\beta_T = 1 + \frac{P}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial P} \right)_T$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Termodinamički podaci -

- ◆ Svojstva komponenata su računata preko

$$\Phi^0 = \varphi \ln(10^{-4}T) + \sum_{\alpha=-2}^3 \varphi_\alpha (10^{-4}T)^\alpha \quad \mu = \Delta_f h - T\Phi^0$$

- ◆ Enatlpija $H^0(T) - H^0(298.15) = \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha \varphi_\alpha (10^{-4}T)^{\alpha+1} - \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha \varphi_\alpha (298.15 \cdot 10^{-4})^{\alpha+1}$

- ◆ Entropija $S^0(T) = \varphi [1 + \ln(10^{-4}T)] + \sum_{\alpha=-2}^3 (\alpha + 1) \varphi_\alpha (10^{-4}T)^\alpha$

- ◆ Specifična toplota pri $p = const$ $C_p^0(T) = \varphi + \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha(\alpha + 1) \varphi_\alpha (10^{-4}T)^\alpha$

- ◆ Konstanta ravnoteže $\log K = 0.052234 \left(\Phi^0(T) + \frac{H^0(T) - H^0(298.15)}{T} - \frac{\Delta_f H^0(0)}{T} \right)$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Jednačine za proračun transportnih svojstava -

◆ Koeficijent viskoznosti smješe

$$\eta = 2,7627 \cdot 10^{-6} \frac{\sqrt{MT}}{\sigma^2 \Omega_*^{2,2}}$$

$$\Phi_{ij} = \frac{1}{\sqrt{8}} \frac{\left[1 + \sqrt{\frac{\eta_i}{\eta_j}} \sqrt[4]{\frac{M_j}{M_i}} \right]^2}{\sqrt{1 + \frac{M_i}{M_j}}}$$

$$\eta_g = \sum_i \frac{\eta_i \delta_i}{\sum_j \Phi_{ij} \delta_j}$$

$$\Omega_*^{l,s} = \sum_{i=0}^5 d_i (\ln T^*)^i \quad T^* = T \frac{k}{\varepsilon}$$

◆ Koeficijent toplotne provodljivosti smješe

- Reagirajućih gasova

$$\lambda = \lambda_{fr} + \lambda_{re}$$

Udio λ uslijed difuzionog prenosa energije nastale hemijskim reakcijama u produktima sagorijevanja

- Nereagirajućih gasova

$$\lambda_{fr} = \lambda' + \lambda''$$

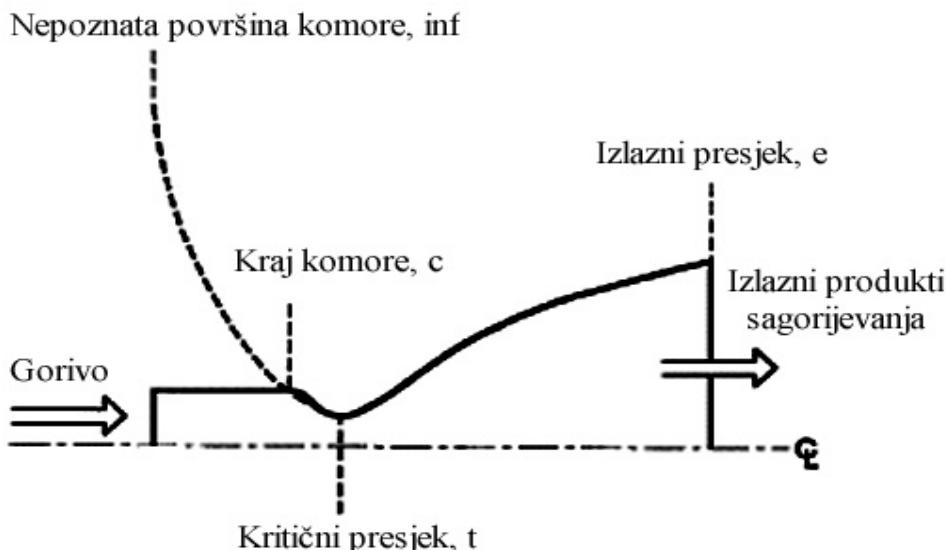
Koeficijent toplotne provodljivosti smješe jednoatomnih gasova

Udio u λ prouzrokovani prenosom energije unutrašnjih stepeni slobode

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

-Teoretske performanse raketnog motora -

- ◆ Razmatra prepostavke za model raketnog motora sa konačnim površinama tzv. FAC model



- ◆ Jednačine održanja

- Jednačina kontinuiteta

$$\rho_2 A_2 u_2 = \rho_1 A_1 u_1$$

- Jednačina količine kretanja

$$P_2 + \rho_2 u_2^2 = P_1 + \rho_1 u_1^2$$

- Jednačina energije

$$h_2 + \frac{u_2^2}{2} = h_1 + \frac{u_1^2}{2}$$

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

-Teoretske performanse raketnog motora -

Parametri raketnog motora

◆ Brzina toka

$$u_e = \sqrt{2(h_c - h_e)}$$

◆ Specifični impuls

$$I = \frac{F}{\dot{m}} = u_e + \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m}}$$

$$I_{sp} = u_e$$

$$I_{vac} = I_{sp} + \frac{P_e A_e}{\dot{m}}$$

◆ Mahov broj

$$M = \frac{u}{a}$$

◆ Karakteristična brzina

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

◆ Ekspanzioni odnos mlaznika

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\rho_t u_t}{\rho_e u_e}$$

◆ Koeficijent potiska

$$C_F = \frac{I_{sp}}{C^*}$$

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Karakteristike procesa sagorijevanja -

- ◆ Osnovna jednačina održanja energije u komori sagorijevanja, $p_c = \text{const}$
- ◆ Temperatura sagorijevanja određena je iterativnim postupkom

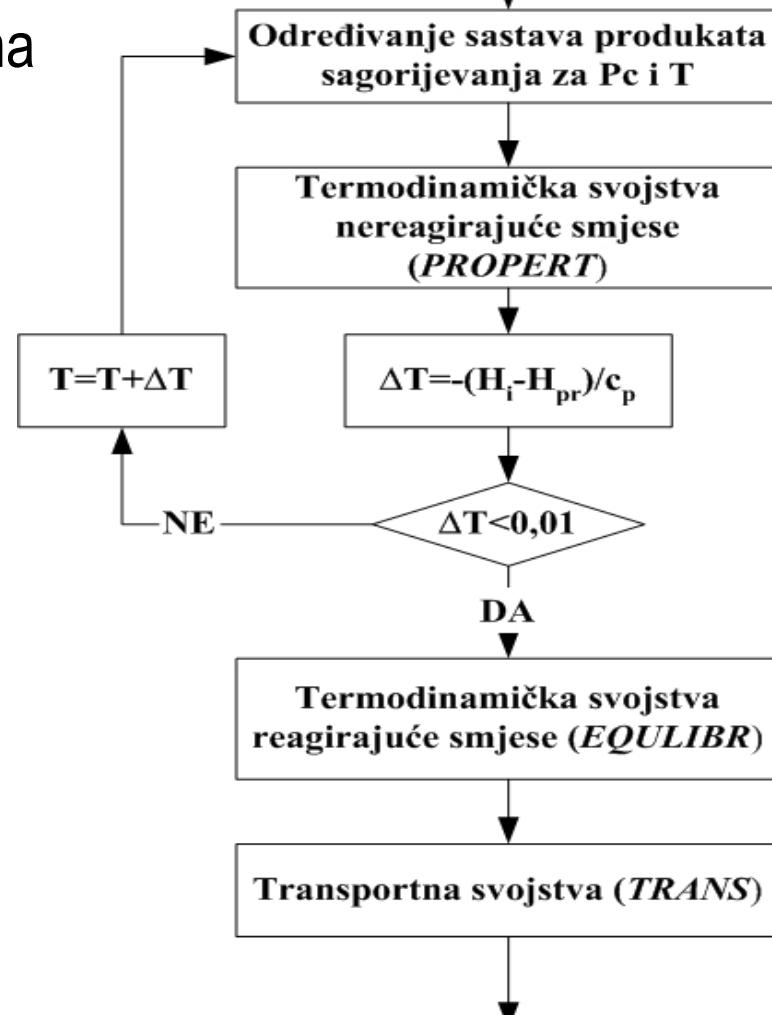
$$H_i - H_{pr} = \delta_i$$

$$\Delta T = - \frac{\delta_i}{\left(\frac{\partial H}{\partial T} \right)_P} = - \frac{\delta_i}{c_p}$$

$$T^{(r+1)} = T^{(r)} + \Delta T^{(r+1)}$$

$$H_c - H_{pr} = 0$$

↓
T



$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

-Karakteristike procesa ekspanzije -

- Jednačina postojanosti entropije

$$S - S_c = 0$$

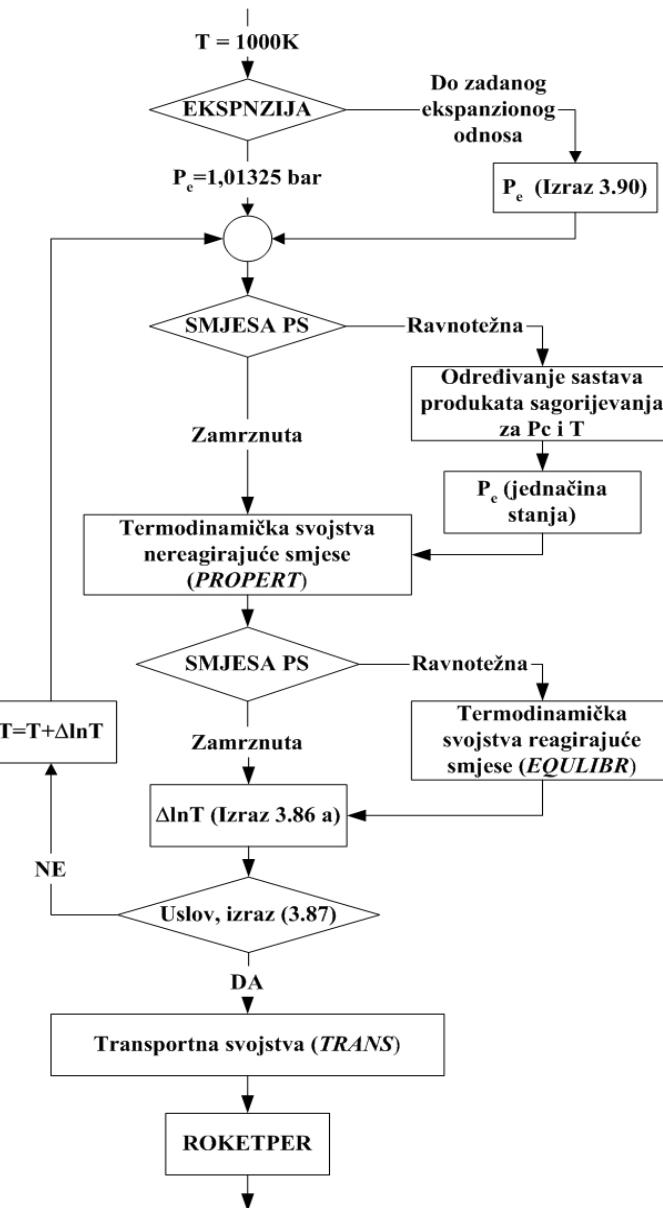
- Ekspanzija do zadanog pritiska na izlazu iz mlaznika

$$\Delta \ln T = - \frac{\delta_s}{\left(\frac{\partial s}{\partial \ln T} \right)_P} = - \frac{\delta_s}{c_p} \quad \delta_s = S - S_c$$

- Uslov $|\Delta \ln T| < 0,1 \cdot 10^{-4}$

- Ekspanzija do zadanog ekspanzionog odnosa mlaznika

$$\ln \frac{P_c}{P_e} = \gamma + 1,4 \ln \frac{A_e}{A_t} \quad za \quad \left(\frac{A_e}{A_t} \geq 2 \right)$$



$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Karakteristike procesa ekspanzije -

◆ Ekspanzija do zadanog Mach-ovog broja

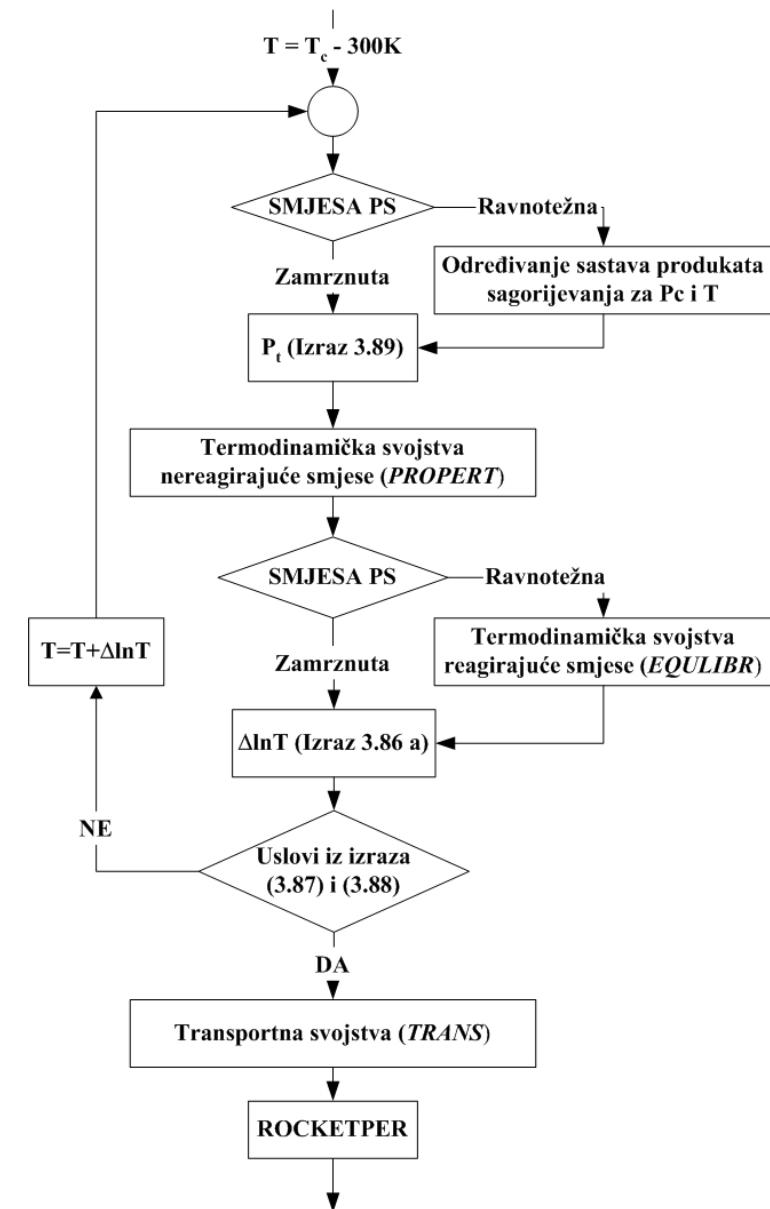
$$\Delta \ln T = - \frac{\delta_s}{\left(\frac{\partial S}{\partial \ln T} \right)_P} = - \frac{\delta_s}{c_p} \quad \delta_s = S - S_c$$

- Uslov $|\Delta \ln T| < 0,1 \cdot 10^{-4}$

- Dodatni uslov $\left| \frac{u_t^2 - a_t^2}{u_t^2} \right| \leq 0,4 \cdot 10^{-4}$

- Pritisak u kritičnom presjeku mlaznika

$$P_t = P_c \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

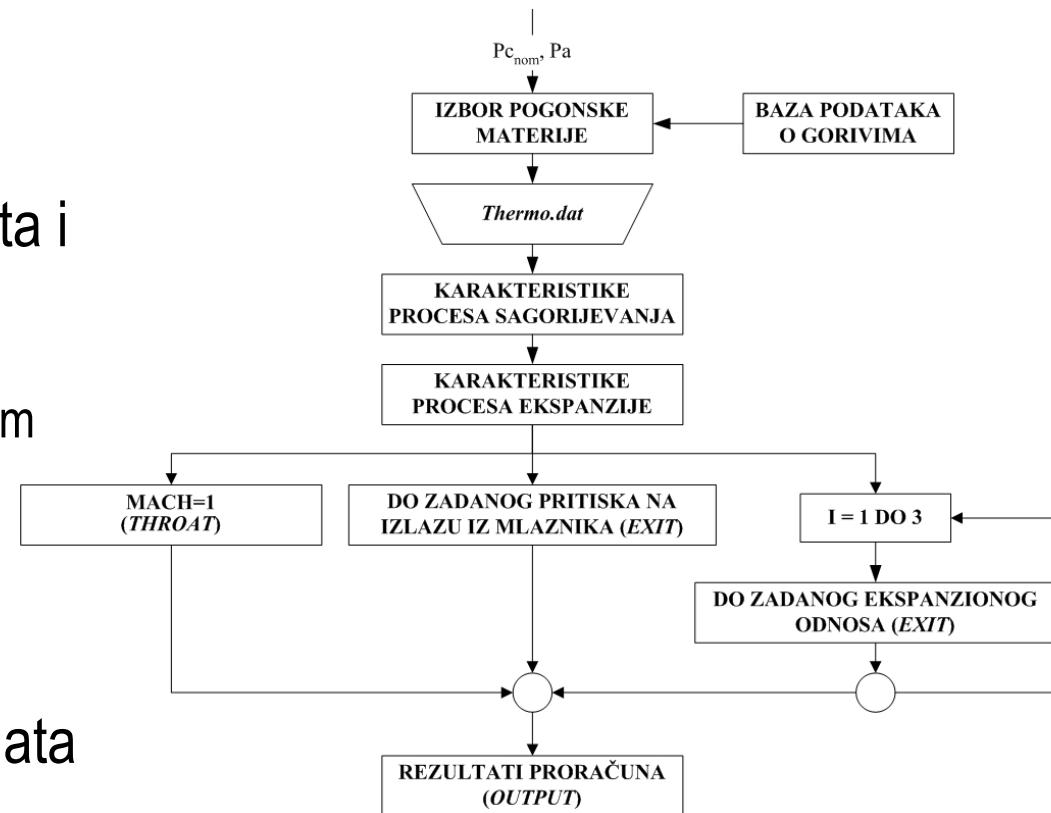


$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}}$$

Proračun teorijskih performansi pogonske materije

- Model -

- ◆ Razvijen je program *TCPSP (Thermo-Chemical Properties Solid Propellant)*
- ◆ Ulaz
 - Podaci za određivanje svojstava pojedinih elemenata i spojeva (*termo.dat*)
 - 21 element
 - 156 komponenata u gasovitom stanju
 - 39 u kondenzovanom stanju
 - Baza podataka o termohemijskim karakteristikama konstituenata pogonske materije



Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora

◆ Specifični impuls

- Teoretska vrijednost

$$I_{sp_{teo}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \frac{T \cdot R}{M} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] + \left(\frac{\gamma+1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_c}{\gamma \cdot M}} \cdot \left(\frac{p_e - p_a}{p_c} \right) \cdot \frac{A_e}{A_{th}}}$$

- Realna vrijednost $I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C^*} \cdot \eta_{C_F}$
- Koriste se empirijske formule za procjenu gubitaka preporučene od strane NATO - Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD)

◆ Koeficijent efikasnosti potiska

$$\eta_{C_F} = 1 - 0,01 \cdot (\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS})$$

- Gubitak zbog ne paralelnosti istjecanja

$$\varepsilon_{DIV} = 50 \cdot (1 + \cos \alpha)$$

$$\varepsilon_{DIV} = 50 \cdot \left[1 + \cos \left(\frac{\alpha_{th} + \alpha_e}{2} \right) \right]$$

Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora

- Gubitak zbog dvo-faznog toka

$$\varepsilon_{TP} = C_3 \cdot \frac{M_F^{C_4} \cdot D_p^{C_5}}{p_c^{0.15} \cdot \varepsilon^{0.08} \cdot D_{th}^{C_6}}$$

$$D_p = 18.995543 \cdot D_{th}^{0.4692}$$

	Koeficijenti			
	C ₃	C ₄	C ₅	C ₆
D _{th} < 0.0254	0.8607045	0.5	1	1
0.0254 ≤ D _{th} ≤ 0.0508	1.794268076		1	0.8
D _{th} > 0.0508 i D _p < 4	2.671465802		0.8	0.8
D _{th} > 0.0504 i 4 ≤ D _p ≤ 8	8.837135332		0.8	0.4
D _{th} > 0.0508 i D _p > 8	8.849262953		0.8	0.33

- Gubitak u graničnom sloju

$$\varepsilon_{BL} = C_1 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \cdot \left[1 + 2 \cdot \exp\left(-C_2 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \cdot t_b\right) \right] \cdot [1 + 0.016 \cdot (\varepsilon - 9)]$$

Koeficijenti	Tip mlaznika	
	Za obične	Za čelične
C ₁	1.487457E-06	2.062064E-06
C ₂	0.381848E-06	0.

Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora

- Kinetički gubitak

$$\varepsilon_{KIN} = 33.3 \cdot \left(1 - \frac{I_{sp_f}}{I_{sp_s}} \right)$$

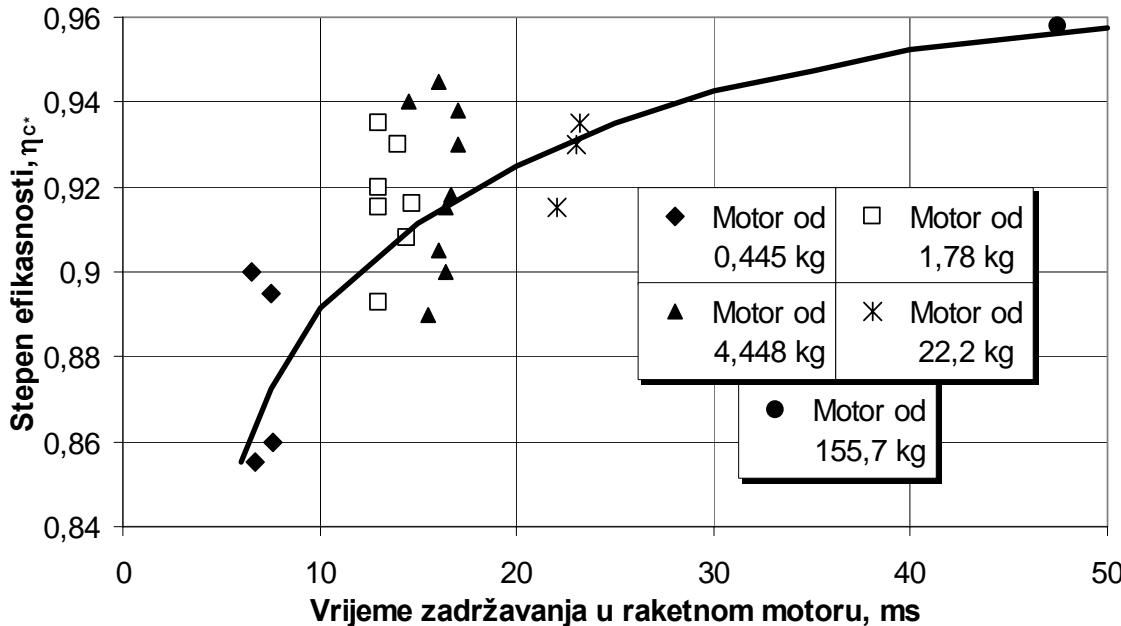
- Gubitak zbog uronjenosti mlaznika

$$\varepsilon_{SUB} = 3.39632E-07 \cdot \left(\frac{p_c \cdot \varepsilon}{A_{th}} \right)^{0.8} \cdot \frac{S^{0.4}}{D_{th}^{0.2}}$$

- Gubitak zbog erozije mlaznika

$$\varepsilon_{EROS} = \left(1 - \frac{I_{sp_m}}{I_{sp_{th}}} \right) \cdot 100$$

◆ Koeficijent efikasnosti sagorijevanja



$$\eta_{C^*} = 0.7898 \cdot t_r^{0.0525}$$

$$t_r = \frac{V_{o_c}}{\dot{m}} \cdot \frac{p_c \cdot \overline{M}}{R \cdot T_c} = \frac{\rho_g \cdot V_{o_c}}{\dot{m}}$$

Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora

- Model -

- ◆ Koeficijenta efikasnosti potiska za dvobazna goriva

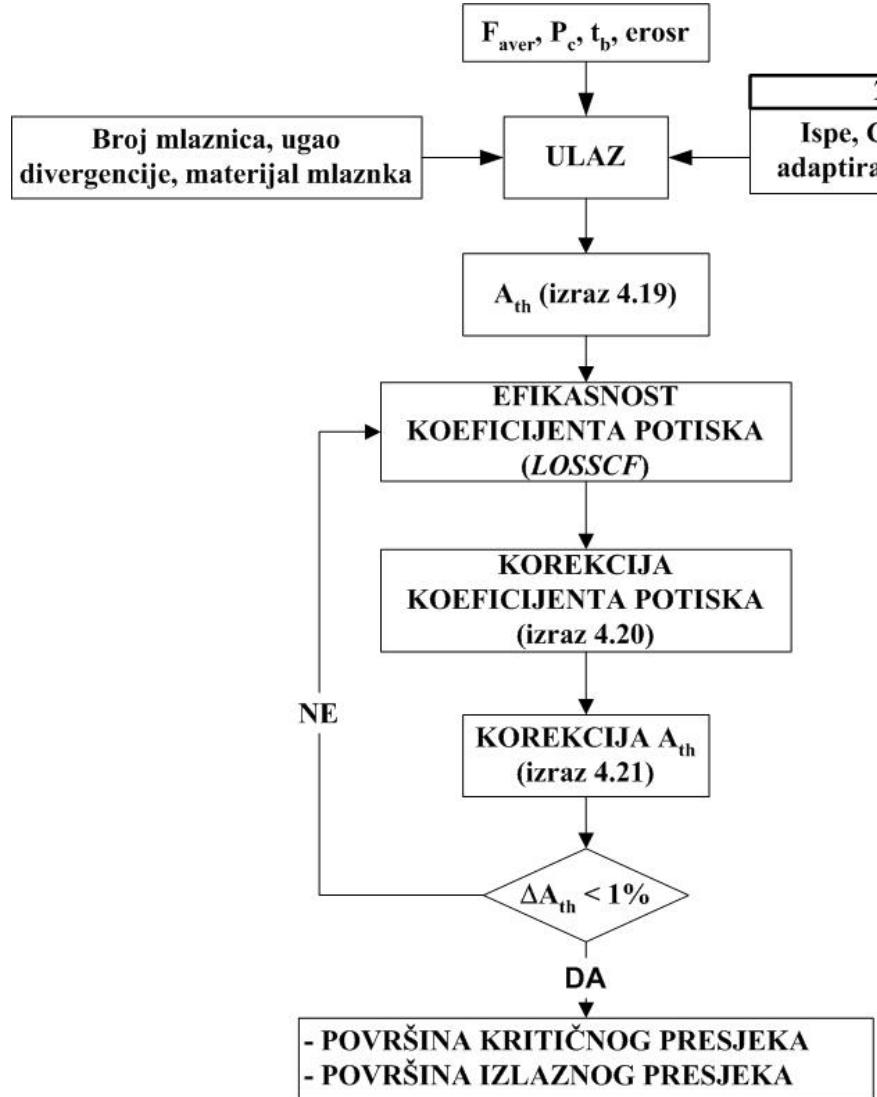
$$\eta_{C_F} = 1 - 0,01 \cdot (\varepsilon_{div} + \varepsilon_{bl} + \varepsilon_{kin} + \varepsilon_{sub} + \varepsilon_{eros})$$

- ◆ Dijagram toka proračuna gubitaka performansi raketnog motora



Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora - Površina kritičnog i izlaznog presjeka mlaznika -

◆ Osnovni algoritam



$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_{F_{teo}} \cdot p_c}$$

$$C_F = C_{F_{teo}} \cdot \eta_{C_F}$$

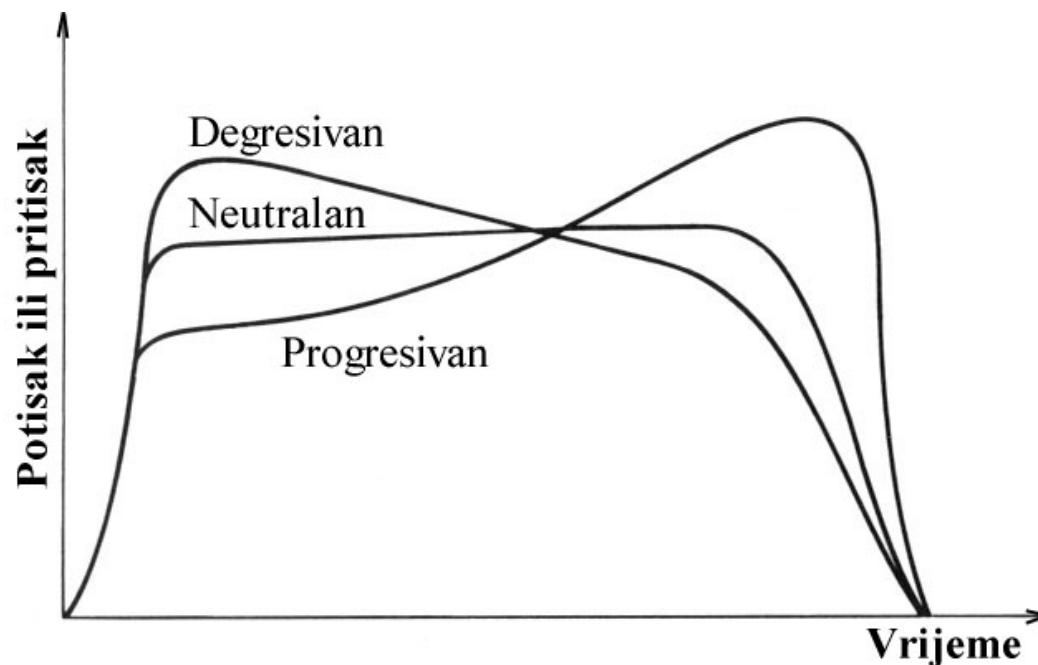
$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_F \cdot p_c}$$

$$A_e = A_{th_{cor}} \cdot \varepsilon$$

Dizajn pogonskog punjenja

Izbor konfiguracije punjenja

- Raspoloživa zapremina za pogonsko punjenje
- Odnos dužine i prečnika punjenja (vitkost punjenja),
- Odnos debljine svoda i radijusa punjenja (relativni web), $w_f = w/R_p$
- Zavisnost potiska sa vremenom



Dizajn pogonskog punjenja

- Izbor konfiguracije punjenja -

- Stepen ispune

$$V_l = V_p / V_a$$

$$V_p = \frac{I_{tot}}{I_{sp} \cdot \rho_p}$$

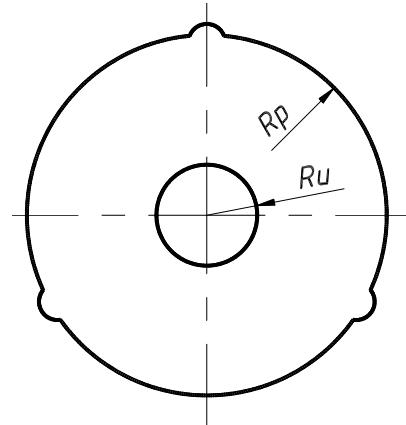
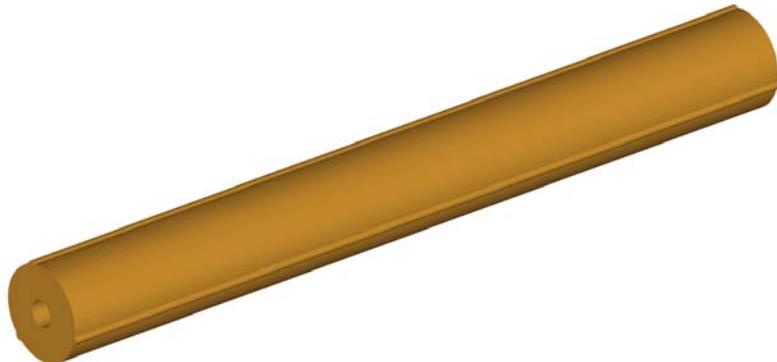
- Kritična opterećenja (topljeni ciklusi, brzina prirasta pritiska pri pripaljivanju, ubrzanje, unutrašnji tok)
- Tehnologičnost izrade, zavisi od geometrije punjenja,
- Cijena izrade.

Konfiguracija	Stepen ispune	Debljin a svoda	Površina sagorijevanja	Neutralnost površine sagorijevanja	Sliver [%]	Relativna debljina svoda	Napomena
Cijev sa unutrašnjospoljašnjim sagorijevanjem	0,75-0,5	-	Srednja	odlična	0	0,3-0,5	[10,52]
Cijev sa unutrašnjim sagorijevanjem	0,85-0,95	-	Mala	dobra	0	0,5-0,9	Neutralnost za L/D<2, [10,52]
Više punjenja sa unutrašnjospoljnim sagorijevanjem	do 0,712	Veoma mali	Velika	dobra	0	<0,1	[10]
Zvijezda	0,75-0,90	srednji	Srednja	dobra	5-10	0,36-0,57	[60]
	0,75-0,85					0,30-0,60	[52]

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem



◆ Dimenzionisanje

- Prvi uslov je da odnos A_b/A_p mora biti jednak za svaki kanal paralelan uzdužnoj osi motora
- Drugi uslov je da debљina svoda jednaka dvostrukom putu koji pređe front plamena u toku sagorijevanja sa srednjom brzinom r_{av} .

$$\frac{R_p \cdot R_u}{R^2 - R_p^2} = 1$$

$$w = 2 \cdot r_{av} t_b (1 + \xi) = \frac{R_p - R_u}{2} (1 + \xi)$$

Dizajn pogonskog punjenja

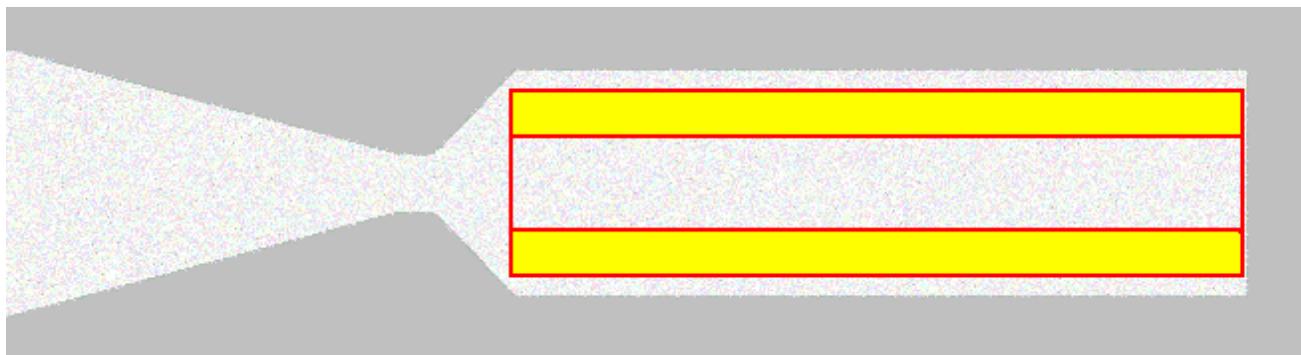
- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Dužinu punjenja

$$L = \frac{A_{b_0}}{2\pi(R_p + R_u)}$$

$$A_{b_0} = K \cdot A_t = \frac{p_c^{1-n}}{a \cdot C^* \cdot \rho_p} \cdot A_t$$

◆ Regresija površine sagorijevanja



- Put fronta plamena

$$w_i = \sum_1^{n_p} \Delta w_i = \sum_1^{n_p} \frac{w}{n_p - 1}$$

- Površina sagorijevanja

$$A_{b_i} = 2\pi(R_p + R_u) \cdot (L - 2w_i)$$

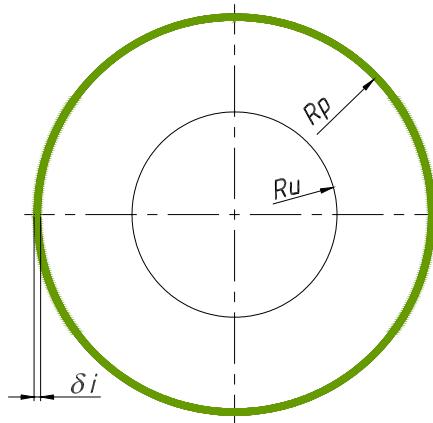
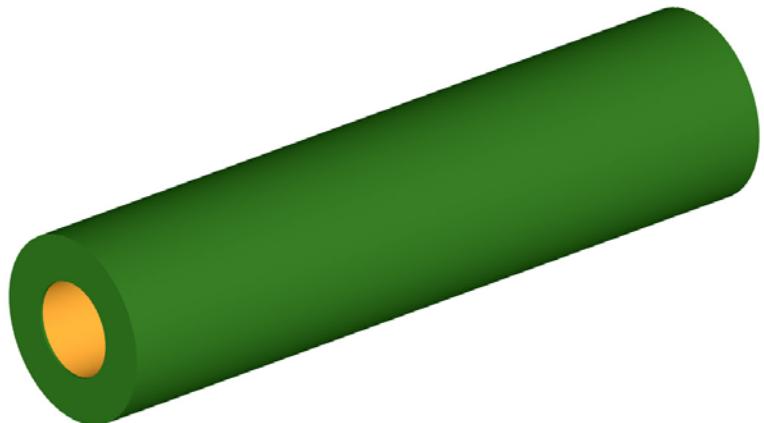
- Slobodna površina za prolaz gasova

$$A_{p_i} = \pi \left[R^2 - R_p^2 + R_u^2 + 2W_i(R_p + R_u) \right]$$

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

Punjene u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem



◆ Dimenzionisanje

- Vanjski radijus $R_p = R - (\delta_i + \delta_z)$
- Unutrašnji radijus određujemo iz uslova da je debljina svoda punjenja jednaka putu koji pređe front plamena u vremenu t krećući se srednjom brzinom, r_{av} .

$$R_p - R_u = (1 + \xi) \cdot w$$

$$w = r_{av} t_b$$

Dizajn pogonskog punjenja

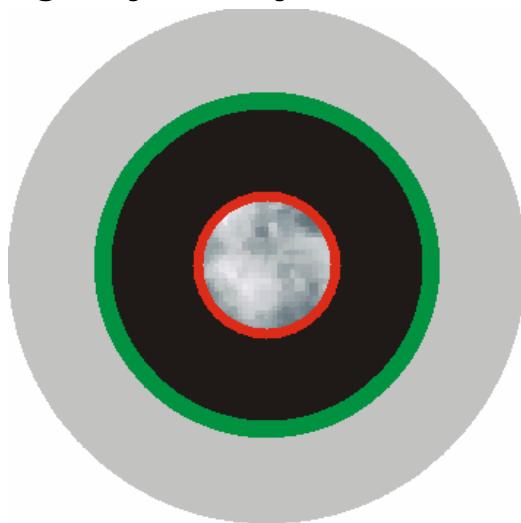
- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Dužinu punjenja

$$L = \frac{2A_{bav}}{\pi(R_p + R_u)}$$

$$A_{b_0} = K \cdot A_t = \frac{p_c^{1-n}}{a \cdot C^* \cdot \rho_p} \cdot A_t$$

◆ Regresija površine sagorijevanja



- Put fronta plamena

$$w_i = \sum_1^{n_p} \Delta w_i = \sum_1^{n_p} \frac{w}{n_p - 1}$$

- Površina sagorijevanja

$$A_{bi} = 2\pi(R_u + w_i) \cdot L$$

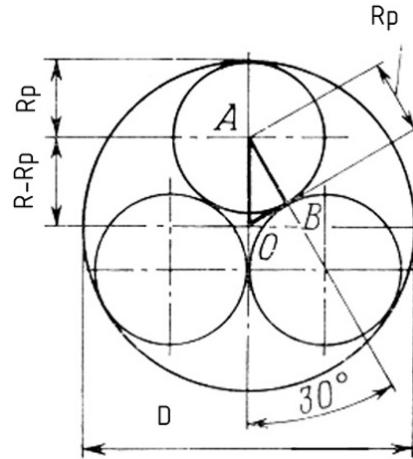
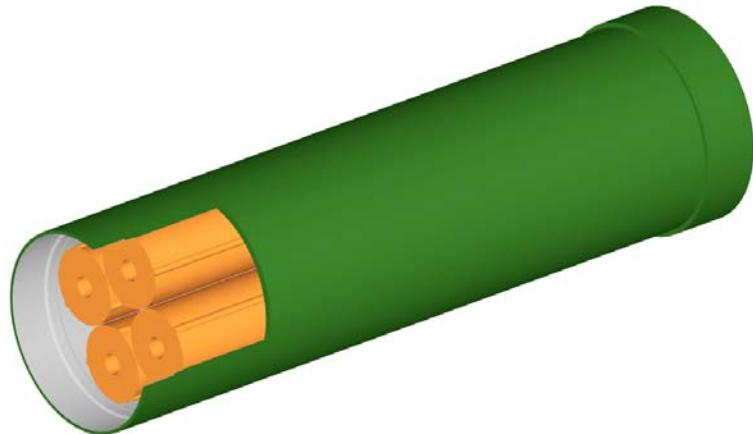
- Slobodna površina za prolaz gasova

$$A_{pi} = \pi(R_u + w_i)$$

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

Punjene u obliku više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem



◆ Dimenzionisanje

- Vanjski prečnik

$$D_p = \varphi \cdot D$$

$$\varphi = \frac{D_p}{D} = \frac{\sqrt{3}}{2 + \sqrt{3}} = 0.464$$

- Unutrašnji prečnik

– Korištenjem stepena ispune, V_l

$$D_u = D_p (1 - V_l)$$

N	3	4	5	6	7	13	19
φ	0,464	0,414	0,37	0,333	0,333	0,224	0,2
V_l	0,452	0,541	0,539	0,495	0,712	0,46	0,685

$$V_l = 2 - \frac{1}{N\varphi^2}$$

Zavisnost koeficijent φ i stepen ispune od broja cijevi u punjenju

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Na osnovu zadanog vremena rada motora i brzine sagorijevanja

$$w = 2 \cdot r_{av} t_b (1 + \xi) = \frac{R_p - R_u}{2} (1 + \xi)$$

- Dužinu punjenja $L = \frac{A_{b_0}}{2\pi(R_p + R_u)}$ $A_{b_0} = K \cdot A_t = \frac{p_c^{1-n}}{a \cdot C^* \cdot \rho_p} \cdot A_t$

◆ Regresija površine sagorijevanja

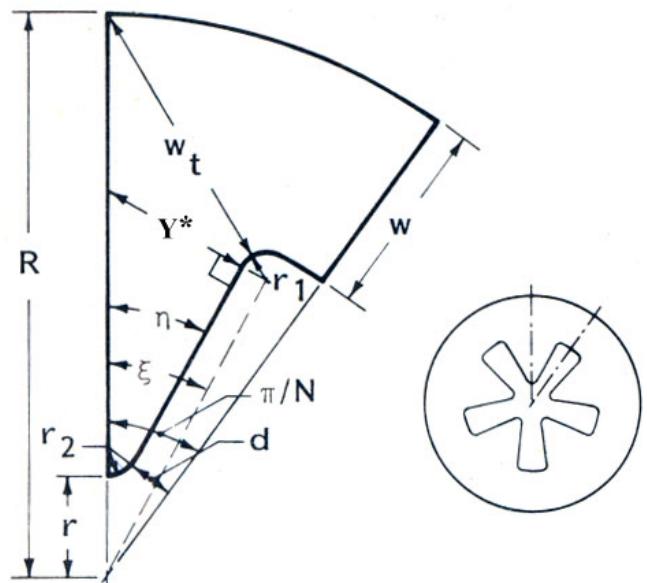
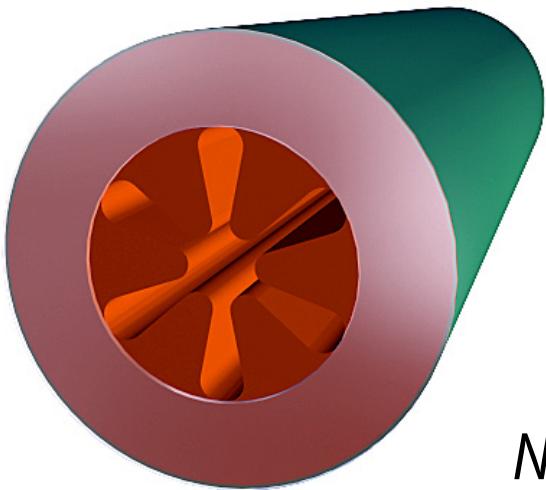
- Put fronta plamena $w_i = \sum_1^{n_p} \Delta w_i = \sum_1^{n_p} \frac{R_p - R_u}{2(n_p - 1)}$
- Površina sagorijevanja $A_{b_i} = 2\pi N(R_p + R_u) \cdot (L - 2w_i)$
- Slobodna površina za prolaz gasova

$$A_{p_i} = \pi \left\{ R^2 - N \left[R_p^2 - R_u^2 - 2w_i(R_p + R_u) \right] \right\}$$

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

Pogonsko punjenje u obliku zvijezde



N - broj krakova zvijezde

w - debljina svoda

η - ugao polukraka zvijezde

ξ - ugao

r_1 - radijus korijena kraka zvijezde

r_2 - radijus vrha kraka zvijezde

R_p - radijus punjenja

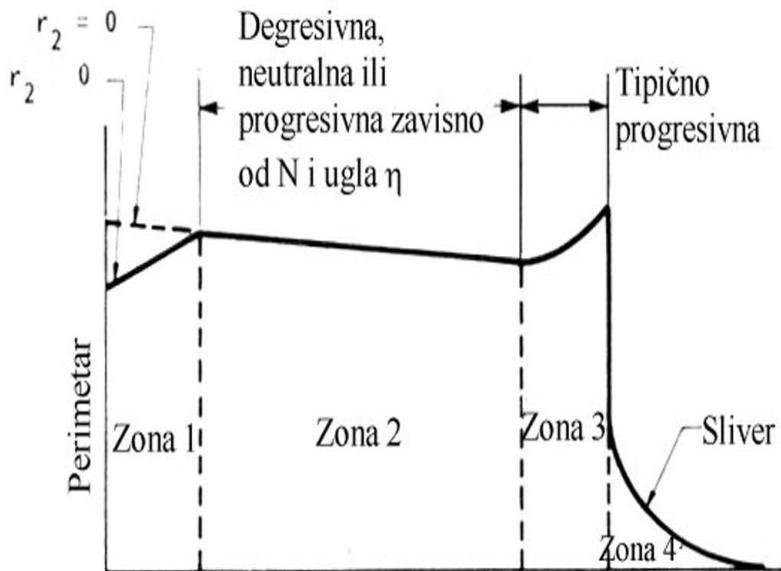
Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

◆ Regresija površine sagorijevanja

- Površinu sagorijevanja pogonskog punjenja

$$A_{bi} = S_i \cdot L$$



- Zona 1 $0 \leq w_i \leq r_2$
 - Perimetar sagorijevanja

$$\frac{S_1}{2N} = \left(R_p - w + w_i \right) \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i) \alpha + \left(R_p - w - r_1 \right) \frac{\sin \xi}{\sin \eta} - (r_1 + r_2) \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) + (r_2 - w_i) \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right)$$

- Površina poprečnog presjeka za prolaz gasova

$$\begin{aligned} \frac{A_{p_1}}{N} = & \left(R_p - w + w_i \right)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i)^2 \alpha + \left(R_p - w - r_1 \right)^2 \frac{\sin \xi}{\cos \eta} \cos(\eta - \xi) - \\ & \left[\left(R_p - w - r_1 \right) \frac{\sin \xi}{\cos \eta} - (r_1 + w_i) \right]^2 \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) + (r_2 - w_i)^2 \left[\operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) - \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) \right] \end{aligned}$$

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Zona 2 $r_2 < w_i \leq Y^* = (R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\cos \eta} - r_1$

- Perimetar sagorijevanja

$$\frac{S_2}{2N} = (R_p - w + w_i) \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i) \alpha + (R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\sin \eta} - (r_1 + w_i) \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right)$$

- Površina poprečnog presjeka za prolaz gasova

$$\frac{A_{p_2}}{N} = (R_p - w + w_i)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i)^2 \alpha + (R_p - w - r_1)^2 \frac{\sin \xi}{\cos \eta} \cos(\eta - \xi) - \left[(R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\cos \eta} - (r_1 + w_i)^2 \right]^2 \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right)$$

- Zona 3 $Y^* < w_i \leq w$

- Perimetar sagorijevanja

$$\frac{S_3}{2N} = (R_p - w + w_i) \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i) \left[\xi + \arcsin \left(\frac{R_p - w - r_1}{r_1 + w_i} \sin \xi \right) \right]$$

- Površina poprečnog presjeka za prolaz gasova

$$\frac{A_{p_3}}{N} = (R_p - w + w_i)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i)^2 \left[\xi + \arcsin \left(\frac{R_p - w - r_1}{r_1 + w_i} \sin \xi \right) \right] + (R_p - w - r_1)^2 \sin \xi \left[\cos \xi + \sqrt{\frac{(r_1 + w_i)^2}{(R_p - w - r_1)^2} - \sin^2 \xi} \right]$$

Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Zona 4 $w < w_i \leq w_t$

$$w_t = \sqrt{\left[(R_p - w - r_1) \sin \xi \right]^2 + \left[R_p - (R_p - w - r_1) \cos \xi \right]^2} - r_1$$

- Perimetar sagorijevanja

$$\frac{S_4}{2N} = (r_1 + w_i) \left[\xi + \arcsin \left(\frac{R_p - w - r_1}{r_1 + w_i} \sin \xi \right) - \pi + \arccos \left(\frac{(r_1 + w_i)^2 + (R_p - w - r_1)^2 - R_p^2}{2(r_1 + w_i)(R_p - w - r_1)} \right) \right]$$

- Površina poprečnog presjeka za prolaz gasova

$$A_{p_4}^{(i)} = \sum_{i=1}^{n_{p4}} A_{p_4}^{(i-1)} + \frac{S_4^{(i)} + S_4^{(i-1)}}{2} \cdot \Delta w_i$$

◆ Optimizacija punjenja u obliku zvijezde

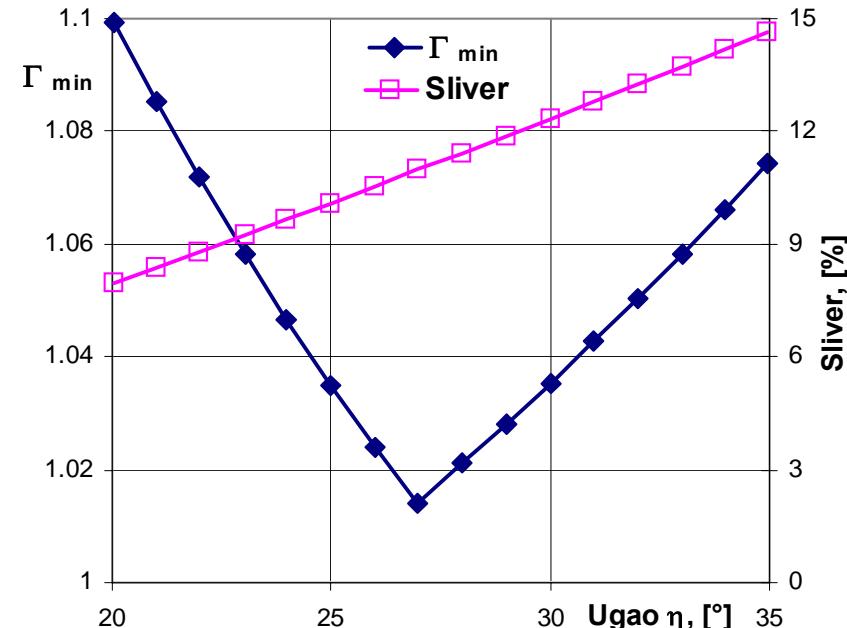
- Razmatraju se svih sedam varijabli koje određuju konfiguraciju zvijezde
- Kao nezavisan parametar uzima se odnos

$$\Gamma = \frac{S_{\max}}{S_{av}}$$

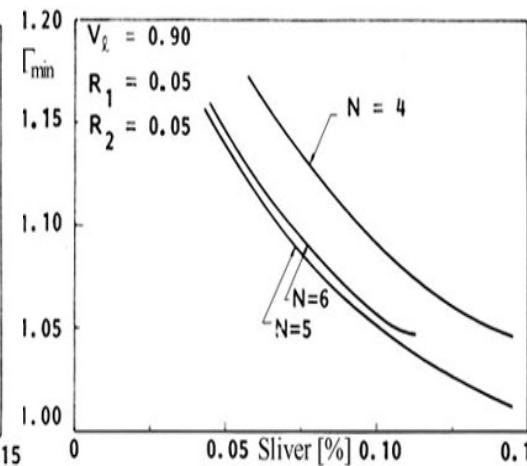
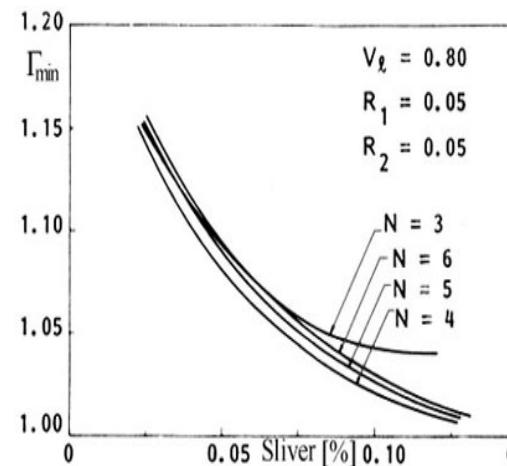
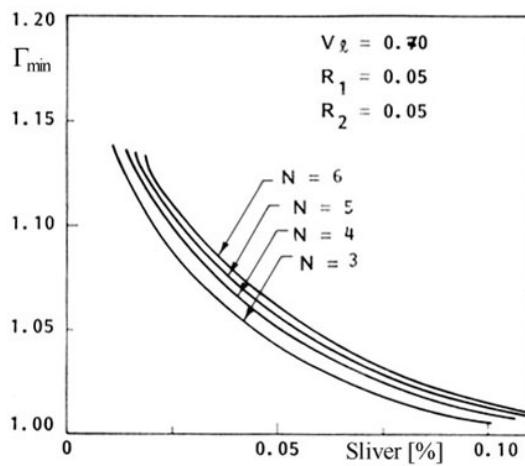
Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Za zahtijevani stepen ispune kao i relativni gubitak goriva usvaja se minimalna vrijednost odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra, Γ_{min}



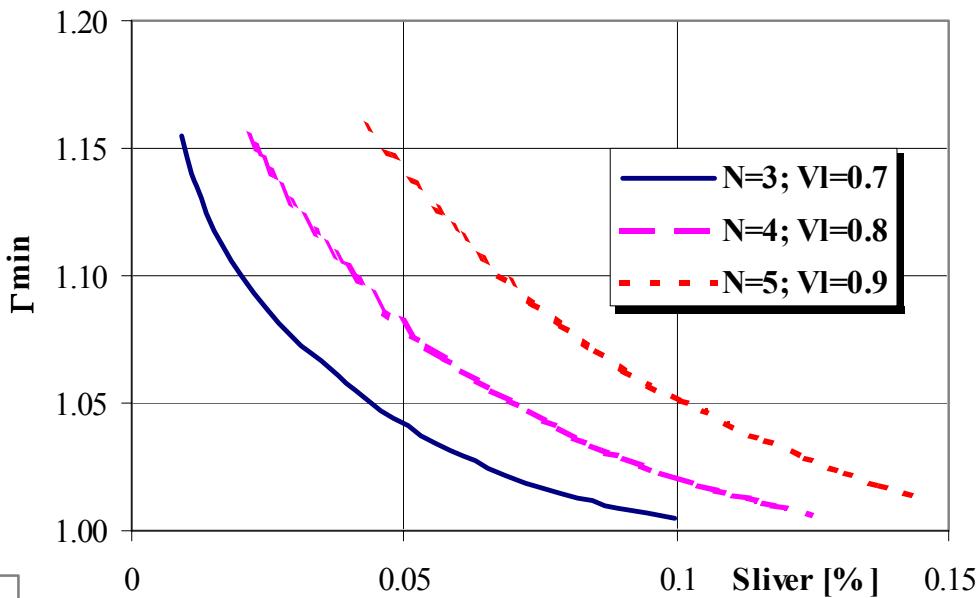
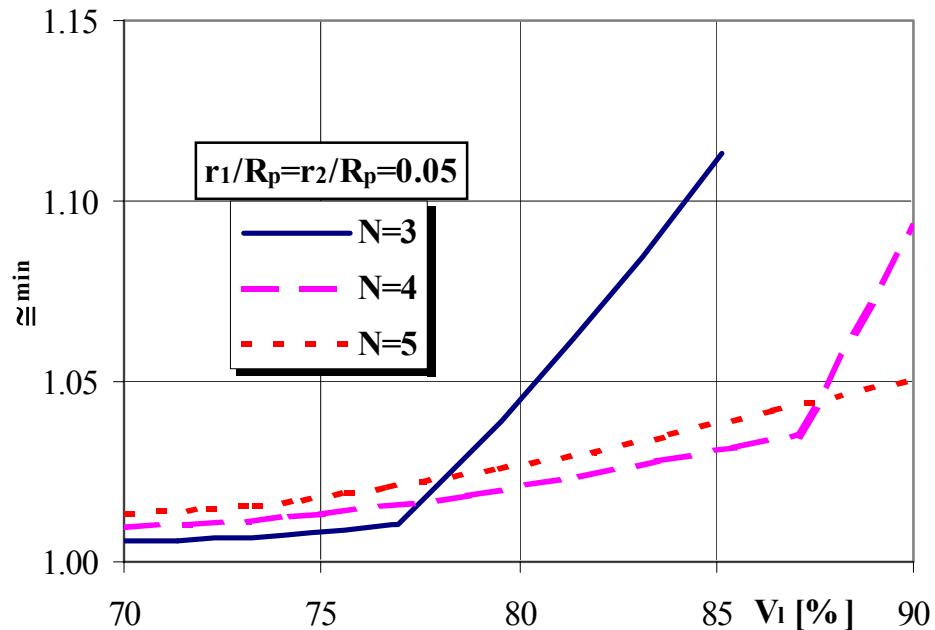
- Uticaj broja krakova zvijezde na optimizaciju punjenja



Dizajn pogonskog punjenja

- Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja -

- Uticaj stepena ispune na sliver i neutralnost



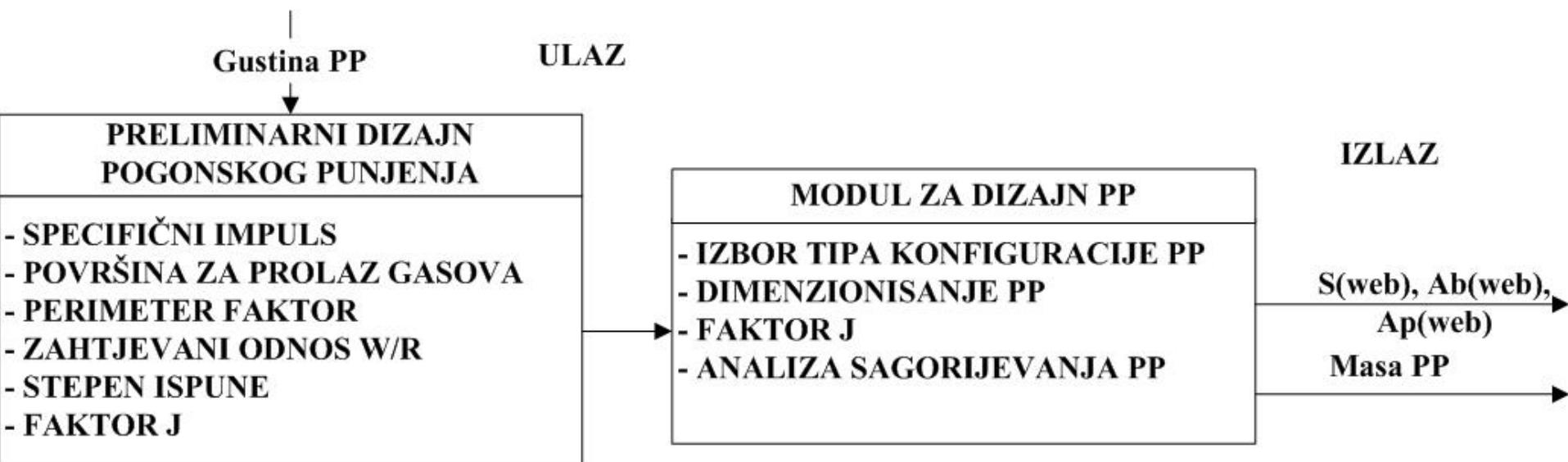
- Neutralnost u funkciji V_f za zvijezdu sa N krakova i $\sigma = 10\%$

Dizajn pogonskog punjenja

- Model -

◆ Razvijeni su programi za dimenzionisanje i regresiju površine sagorijevanja:

- Punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem
- Punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem
- Punjenja u obliku više cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem
- Zvijezda punjenje.



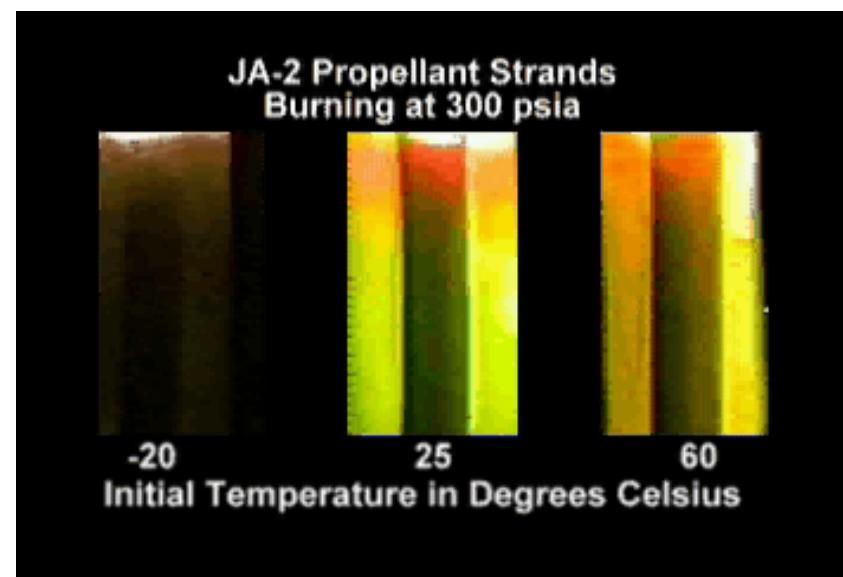
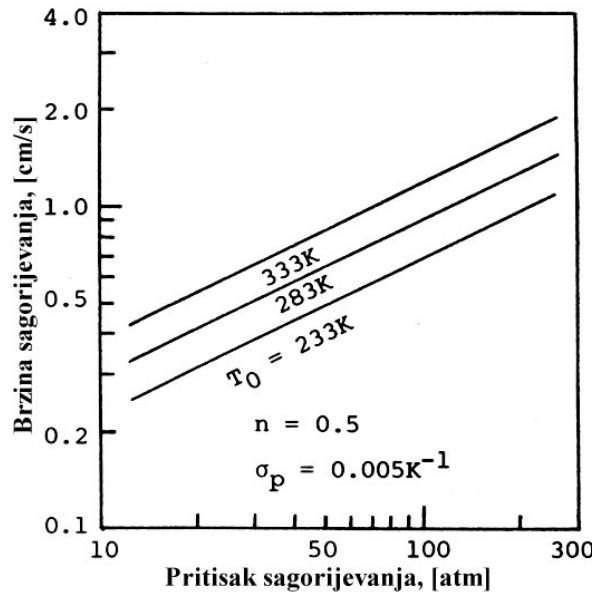
Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora

◆ Osnovne pretpostavke

- Proizvodi sagorijevanja smatraju se idealnim gasom
- Zakonitost brzine sagorijevanja pogonskog punjenja opisuje se jednačinom
 - Uticaj početne temperature punjenja, na brzinu i pritisak sagorijevanja:

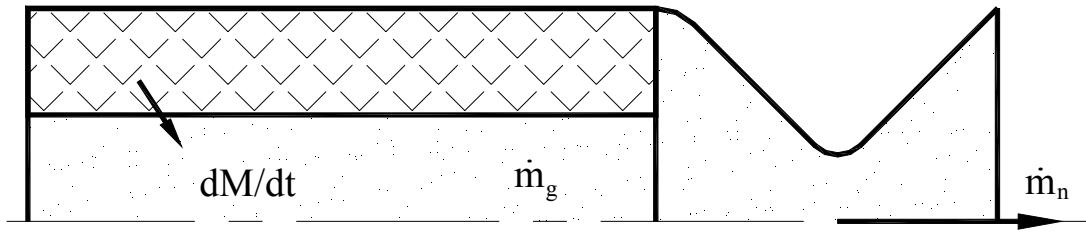
$$a = a_0 e^{\sigma_p (T_p - T_0)} \quad \pi_K = \frac{1}{p_c} \cdot \left(\frac{\partial p_c}{\partial T_p} \right)_K$$

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \cdot \left(\frac{\partial r}{\partial T_p} \right)_p \quad \sigma_p = \pi_K (1 - n)$$



Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora

- Nema uticaja masenog fluksa ili erozivnog sagorijevanja na brzinu sagorijevanja u komori raketnog motora
- Karakteristična brzina nije funkcija pritiska sagorijevanja već pogonske materije i određuje se na osnovu izraza
- Pritisak u raketnom motoru



$$C^* = C_{p_{cnom}}^* \eta_{C^*}$$

$$\dot{m}_g = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_n$$

$$\dot{m}_g = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad \dot{m}_n = \frac{p_c \cdot A_{th}}{C^*}$$

$$\frac{dM}{dt} = \rho_g \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R_g \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt}$$

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}} \cdot \left[R_g \cdot T_c \cdot \left(\sum_{i=1} \rho_p \cdot A_{b_i} \cdot r_i - \frac{p_{c_i} \cdot A_{th_i}}{C^*} \right) - p_{c_i} \cdot \frac{dV_{c_i}}{dt} \right]$$

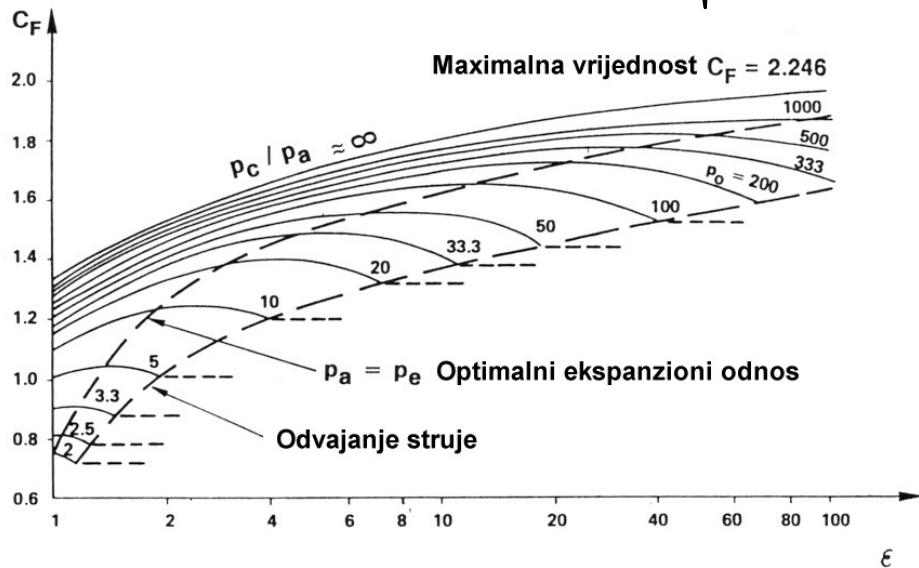
- Promjena sile potiska se određuje na osnovu izraza

$$F_i = C_{F_i} \cdot \eta_{C_{F_i}} \cdot p_{c_i} \cdot A_{th_i}$$

Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora

- Koeficijent potiska

$$C_F = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \left(\frac{A_e}{A_{th}} \right)}$$

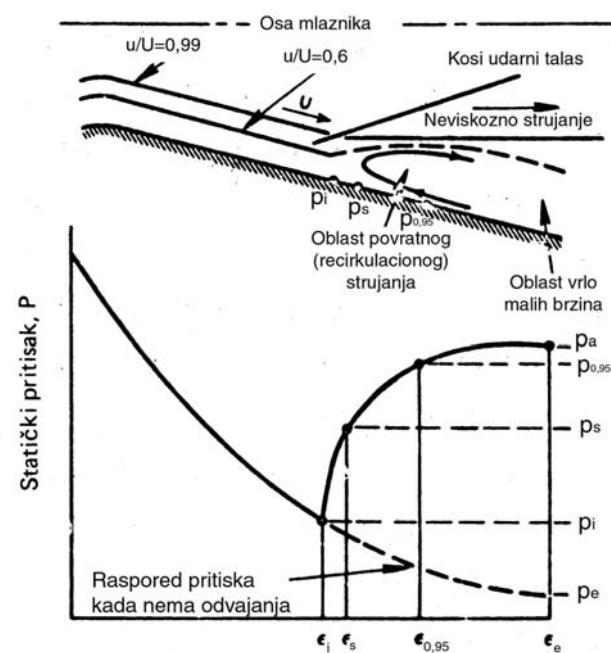


- Odvajanje gasne struje unutar mlaznika

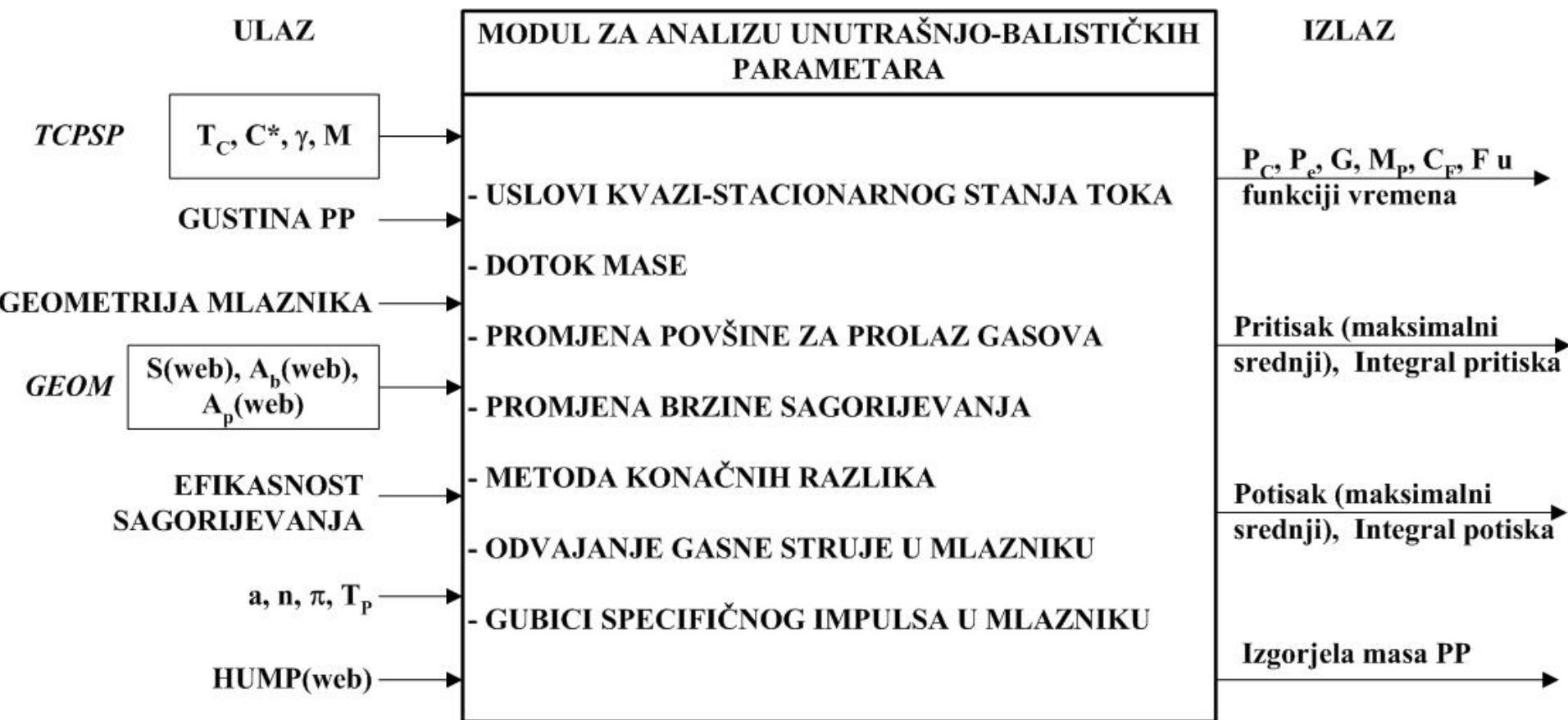
$$C_F = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_i}{p_c} \cdot \left(\frac{A_i}{A_{th}} \right) + \Delta C_F - \frac{p_a}{p_c} \cdot \left(\frac{A_e}{A_{th}} \right)}$$

$$p_i = \frac{2}{3} \cdot p_a \cdot \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{0.2}$$

$$\Delta C_F = 0,55 \cdot \left(\frac{p_i - p_{0.95}}{p_c} \right) \cdot (\varepsilon_{0.95} - \varepsilon_i) + 0,975 \cdot \frac{p_a}{p_c} (\varepsilon_e - \varepsilon_{0.95})$$



Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora - Programsко rješenje -



Analiza i diskusija rezultata

Modula za proračun teorijskih performansi raketnih goriva

◆ Verifikacija

- TPPM-1-V1, TPPM-V2 (korištena od strane Jugoslovenske vojske)
- Ophelia V3 (u upotrebi Francuske armije)

◆ Analizirana su rezultati za

- dva tipa dvobaznih raketnih goriva (DRG-A i DRG-016) i
- kompozitno gorivo Butalane 82/4.

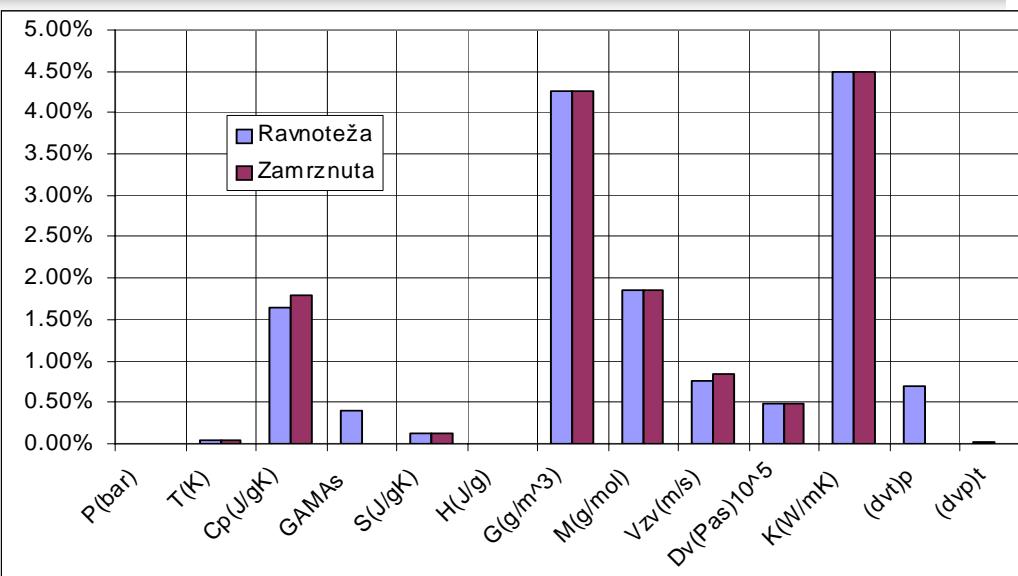
◆ Analiza vrijednosti molskih udjela produkata sagorijevanja:

- Za proekte koji prevladavaju u smjesi produkata sagorijevanja
 - maksimalno odstupanje programa *TCPSP* u odnosu na program *Ophelia V3* je oko 1,2 %
 - maksimalno odstupanje programa *TPPM-V2* u odnosu na program *Ophelia V3* je oko 5,8 %

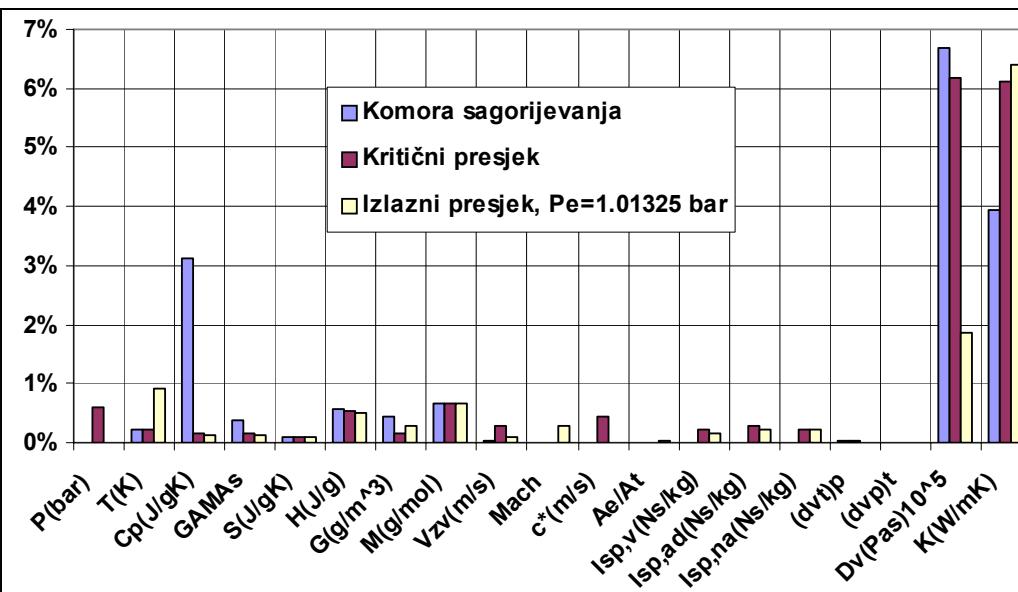
Analiza i diskusija rezultata

Modula za proračun teorijskih performansi raketnih goriva

- Uporedna analiza nekih performansi u komori za raketno gorivo BUTALANE 82/4, programa *TCPSP* u odnosu na program *Ophelia V3*

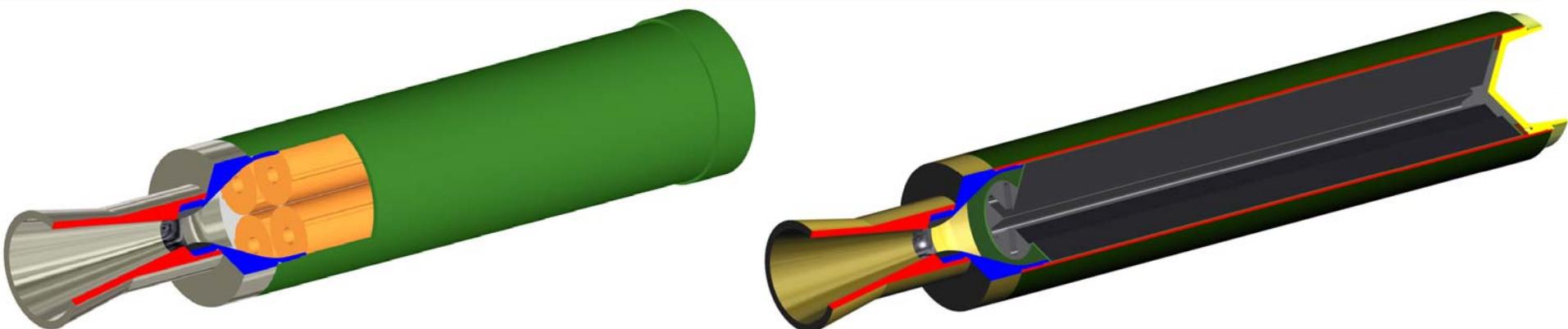


- Uporedna analiza nekih performansi raketnog goriva DRG-016 za slučaj ravnotežne ekspanzije, programa *TCPSP* u odnosu na program *TPPM*



Analiza i diskusija rezultata

Modula za predviđanje gubitaka raketnih performansi



Raketni motor	Mlaznica					P_{aver} [MPa]
	Tip	d_t [mm]	N	α [$^{\circ}$]	ε (za $p_e = p_a$)	
ERM-1	Centralna	29.4	1	13	14.131	12.437
ERM-2	Centralna	29.4	1	11	12.963	12.262

- ◆ Eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa

$$I_{sp\ exp} = \frac{\int F dt}{m_p}$$

- ◆ Eksperimentalne vrijednosti karakteristične brzine

$$C_{exp}^* = \frac{A_t \int p dt}{m_p}$$

Analiza i diskusija rezultata

Modula za predviđanje gubitaka raketnih performansi

- ◆ Eksperimentalne vrijednosti koeficijenta efikasnosti sagorijevanja

$$\eta_{C_{\text{exp}}^*} = \frac{C_{\text{exp}}^*}{C^{*0}}$$

- ◆ Uporedna analiza vrijednosti efikasnosti sagorijevanja

Raketni motor	C^{*0}	C_{ex}^*	Koeficijent efikasnosti sagorijevanja	
			$\eta_{C_{\text{ex}}^*}$	Izraz (7.7)
ERM-1	1405.0	1377.00	0.9800	0.815562
ERM-2	1373.0	1335.24	0.9725	0.806764

- ◆ Uporedna analiza predviđene i eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa

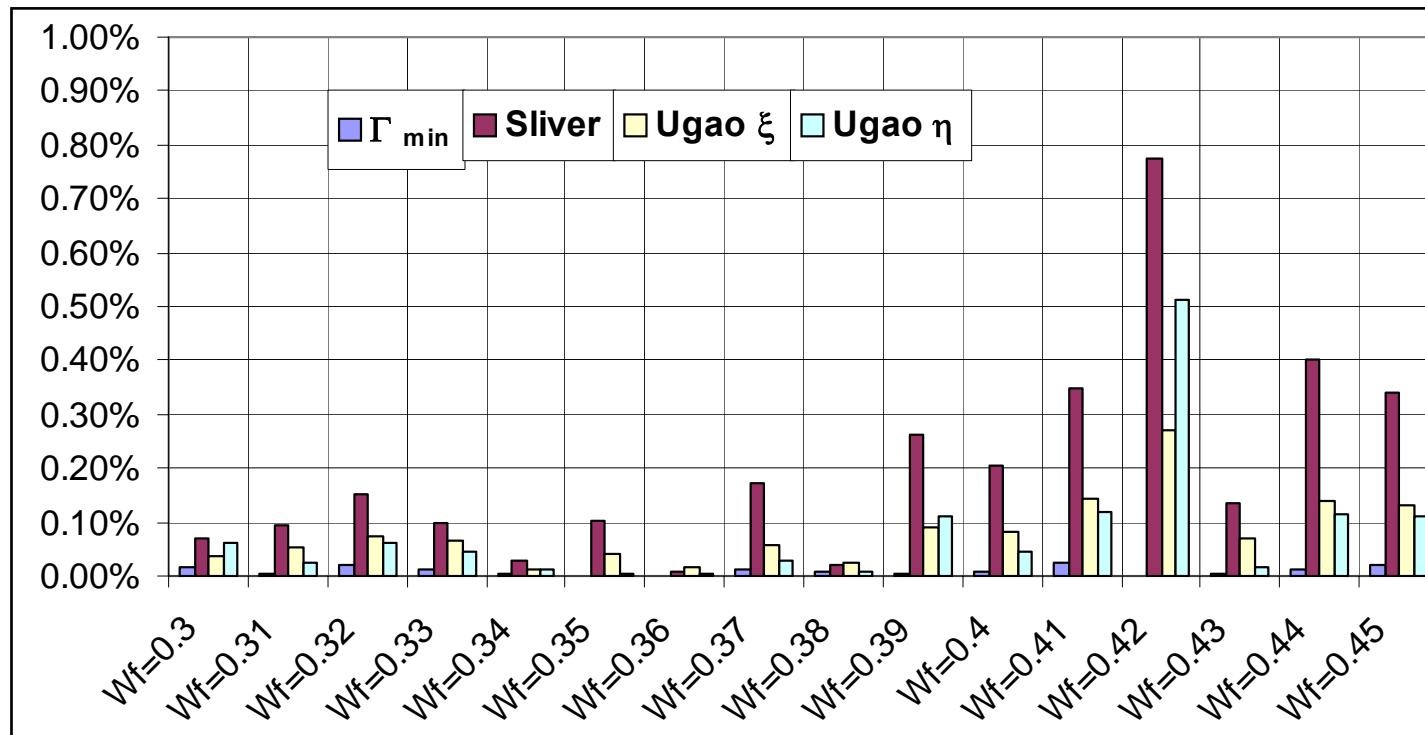
Raketni motor	Specifični impuls			η_{C^*}	η_{C_F}	Gubici u mlazniku [%]			
	Isp^0	Isp_{ex}	Isp_{pred}			ε_{DIV}	ε_{BL}	ε_{KIN}	$\varepsilon_{\text{EROS}}$
ERM-1	2320.5	2098.5	2097.6	0.9800	0.92241	1.28149	6.42378	0.05391	-
ERM-2	2250.3	2026.9	2023.5	0.9725	0.92464	0.91864	6.24160	0.37579	-

- ◆ Maksimalna odstupanja specifičnog impulsa su 0,2%.

Analiza i diskusija rezultata

Modula za dizajn pogonskog punjenja

- ◆ Verificiran je sa rezultatima optimizacije zvijezda punjenja izloženim u radu AGARD-CP-259, "Solid Rocket Motor technology" iz 1979. godine.
- ◆ Uporedna analiza rezultata programa za optimizaciju zvijezde sa 5 krakova



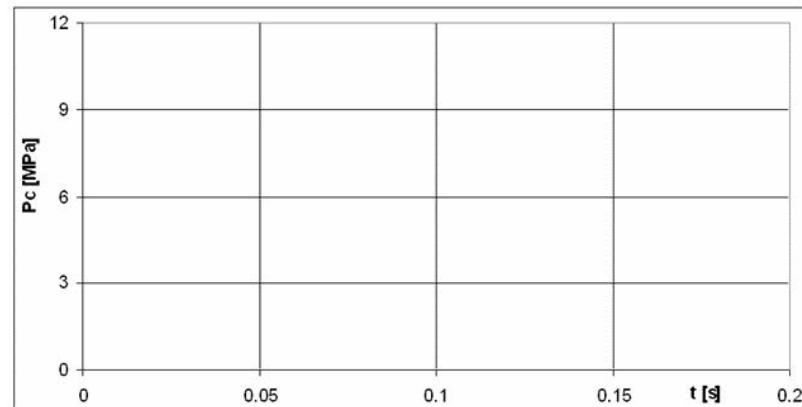
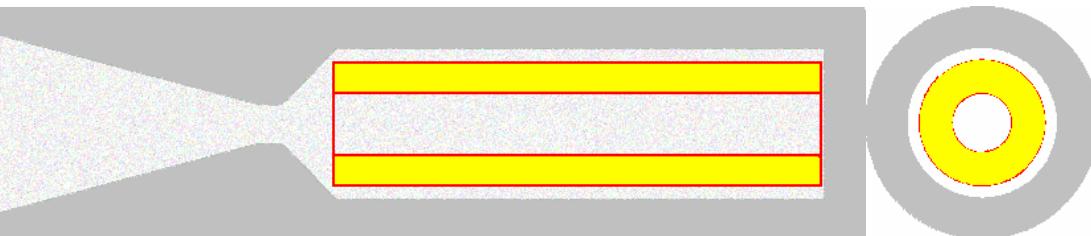
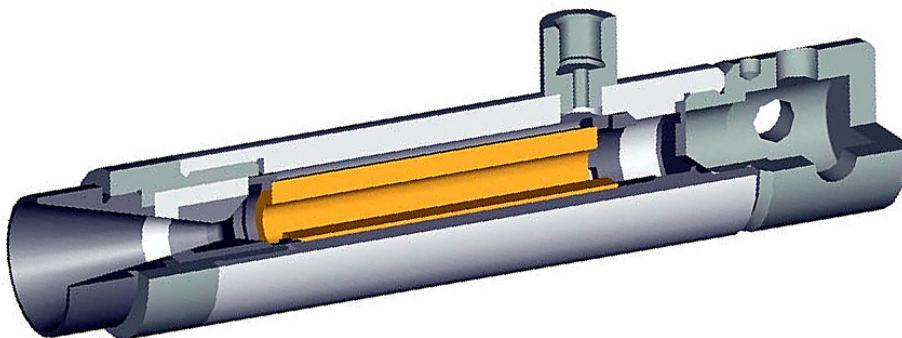
- ◆ Za zvijezdu sa 6 krakova maksimalno odstupanje ovih parametara je 0,5% .

Analiza i diskusija rezultata

Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

- ◆ Rezultati su upoređeni sa eksperimentalnim rezultatima dobivenim u standardnom balističkom raketnom motoru *FLS-2* i eksperimentalnim reketnim motorima *ERM-1* i *ERM-2*.

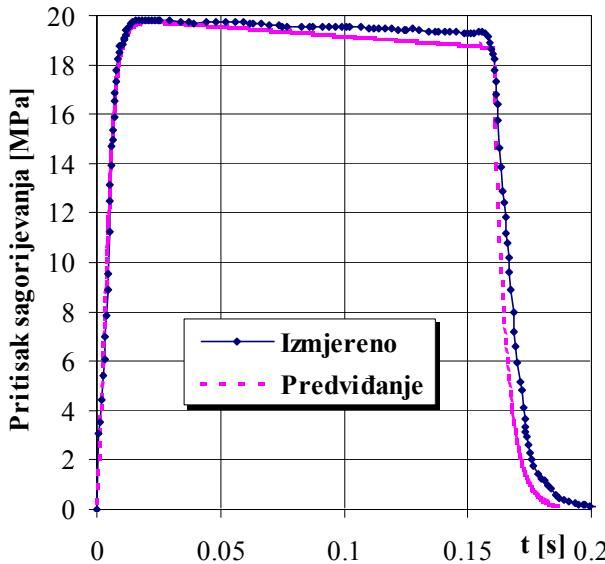
Balistički opitni raketni motor *FLS-2*



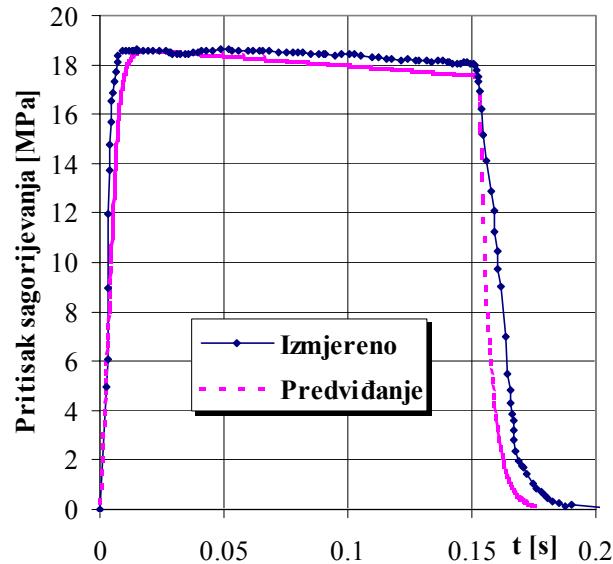
Analiza i diskusija rezultata

Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

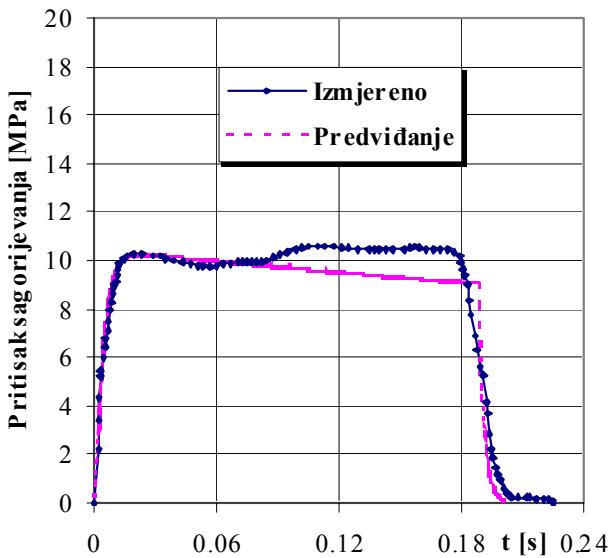
- ◆ Pritisak u funkciji vremena za $d_t=8\text{ mm}$ i $d_t=8,5\text{ mm}$



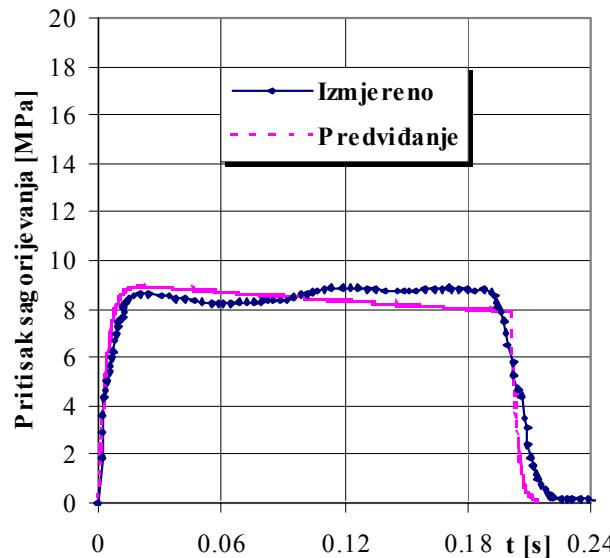
- ◆ Maksimalno odstupanje srednjeg pritisak je 1.15%.



- ◆ Pritisak u funkciji vremena za $d_t=10.5\text{ mm}$ i $d_t=11\text{ mm}$



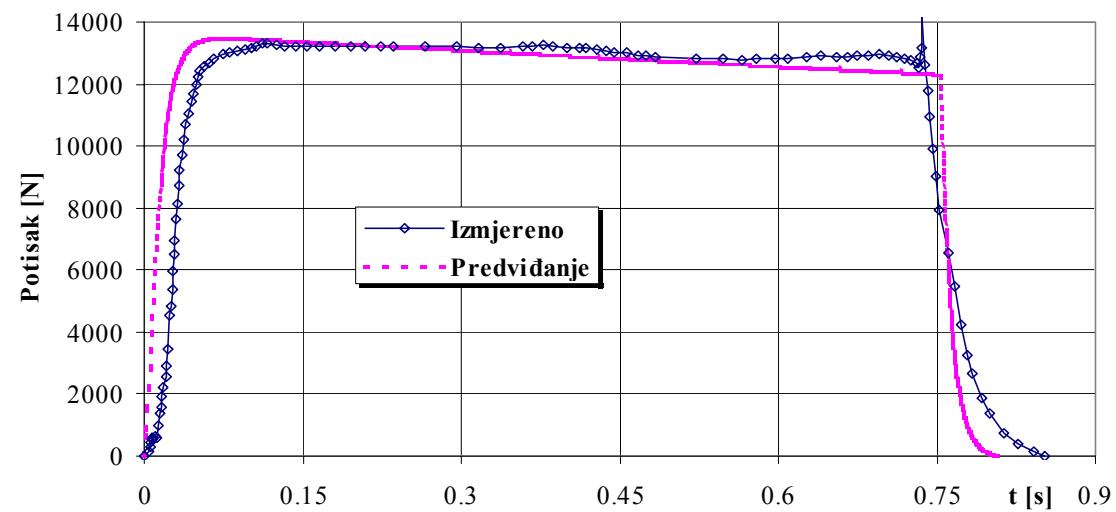
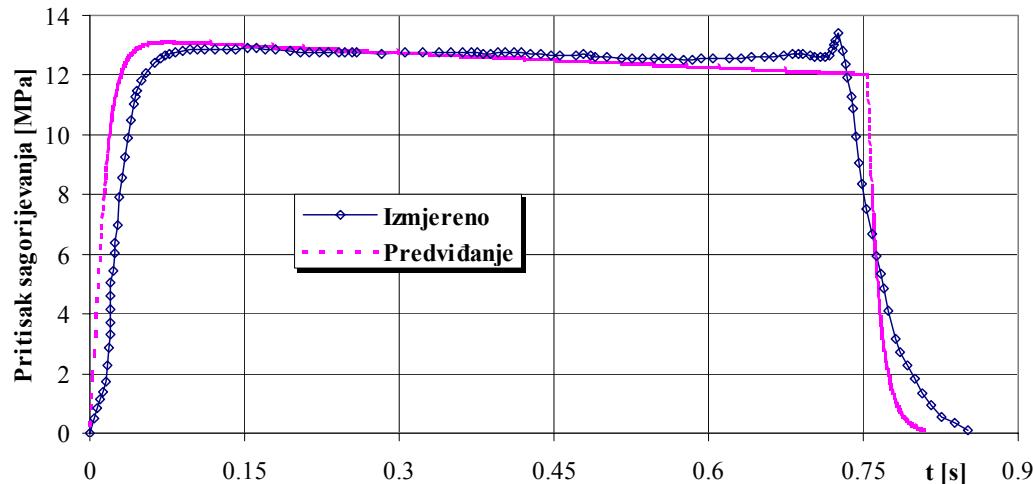
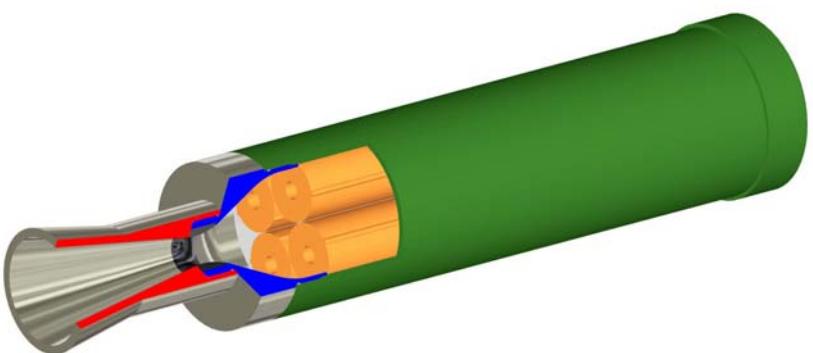
- ◆ Maksimalno odstupanje srednjeg pritisak je iznosi oko 4.3%.



Analiza i diskusija rezultata

Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

Eksperimentalni raketni motor ERM-1

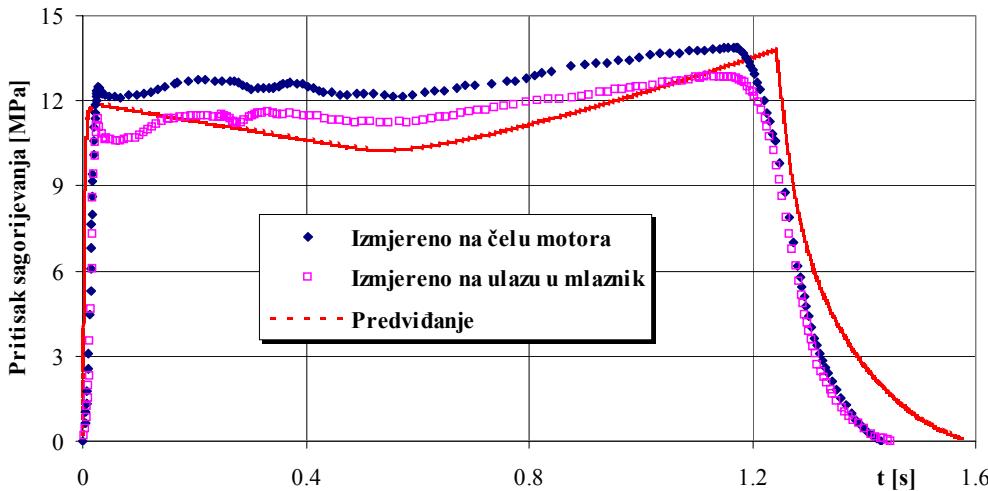
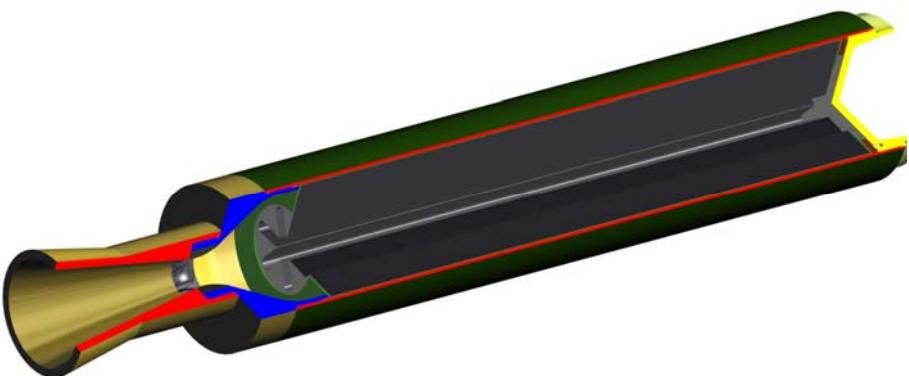


	Odstupanje
t_b , [s]	-2.49%
p_{max} , [MPa]	-2.59%
$\int p dt$, [MPas]	-3.18%
P_{aver} , [MPa]	-0.90%
$\int F dt$, [Ns]	-0.73%
F_{aver} , [N]	1.79%

Analiza i diskusija rezultata

Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

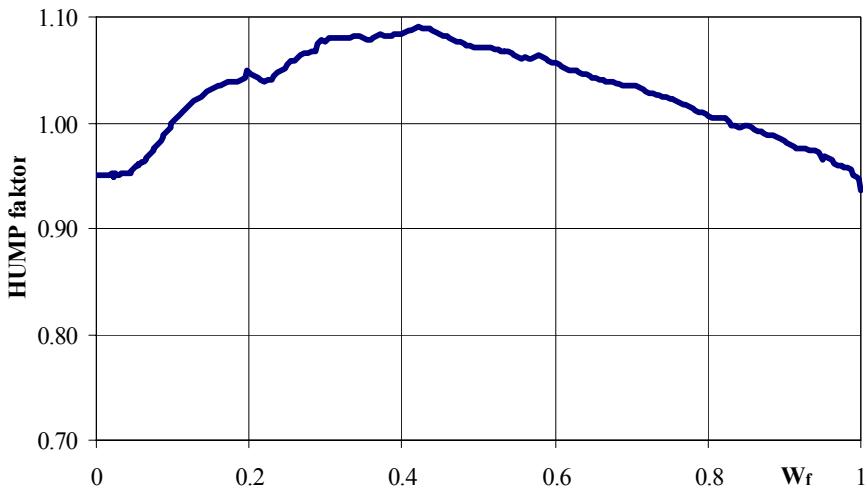
Eksperimentalni raketni motor ERM-2



- Korekcioni faktor osnovne brzine sagorijevanja zbog uticaja *HUMP* efekta

$$\delta_{HUMP} = r_i(p_c)/r_0(p_c)$$

$$r_i = \frac{1}{\rho_p \cdot A_b} \cdot \left(\frac{p_c}{R_g \cdot T_c} \cdot \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} + \frac{A_{th} \cdot p_c}{c^*} \right)$$

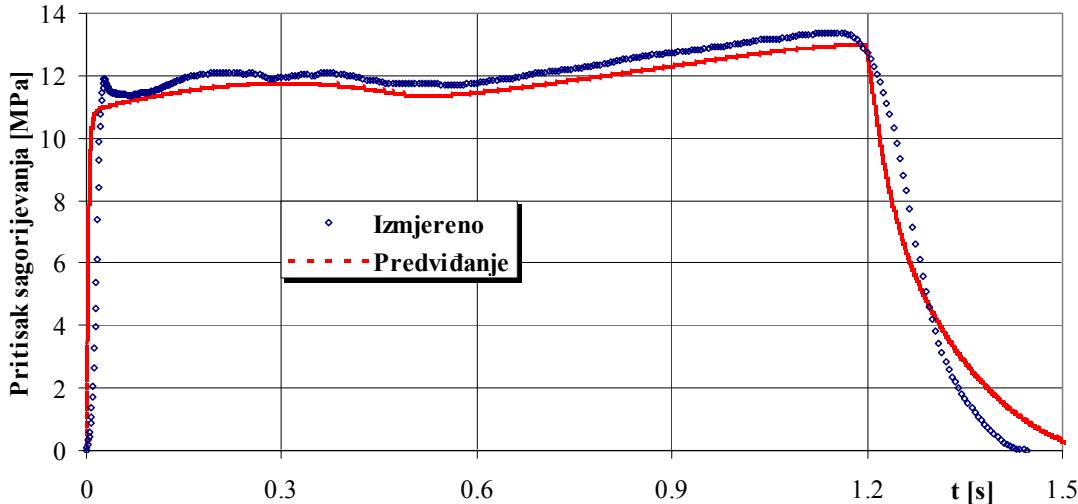


Analiza i diskusija rezultata

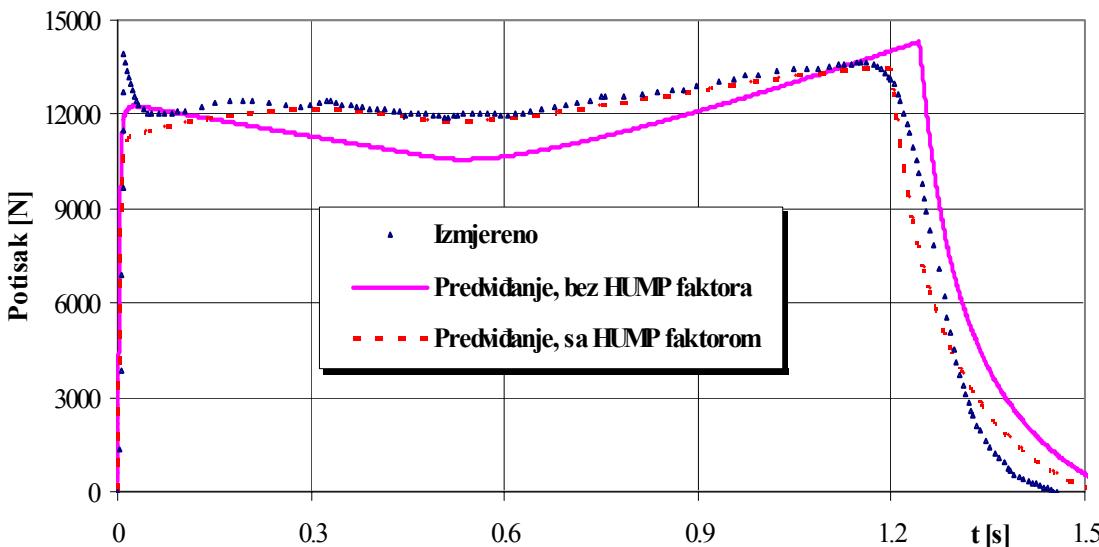
Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

Eksperimentalni raketni motor ERM-2

- ◆ Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2, nakon uvođenja korekcionog faktora uslijed HUMP efekta



- ◆ Potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2

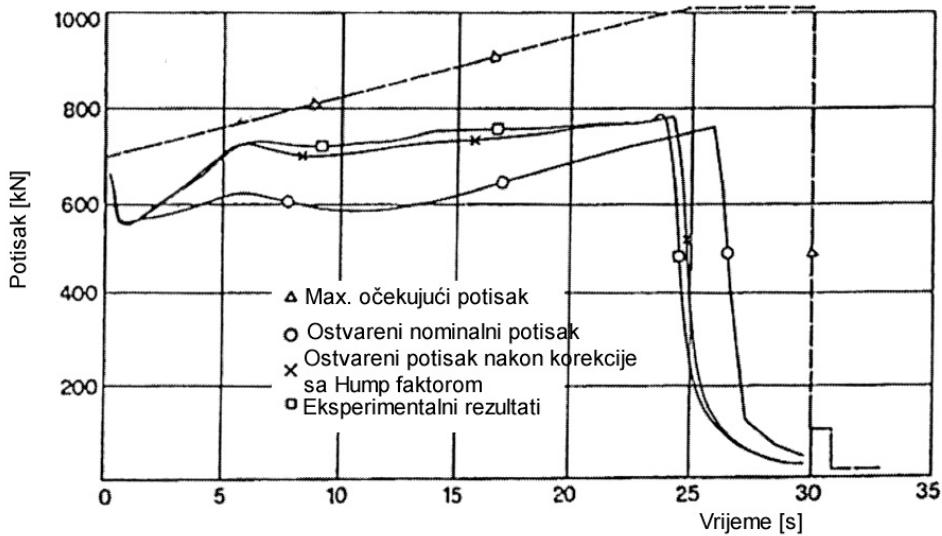


Analiza i diskusija rezultata

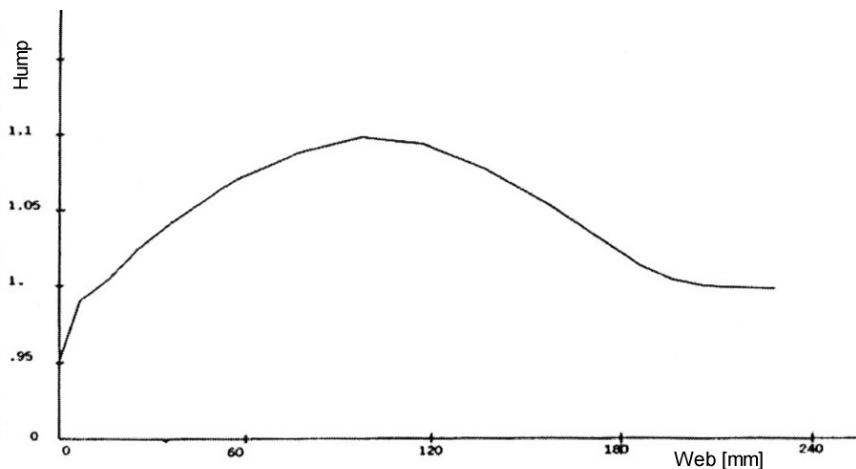
Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

Rezultati drugih modela

- ◆ Softverski model predložen od SNIA-BPD (Bombrini Parodi-Delfino S.p.A.), Defense and Space Division, Colleferro, Italy,



Potisak u funkciji vremena za startni raketni motor ARIANE 3



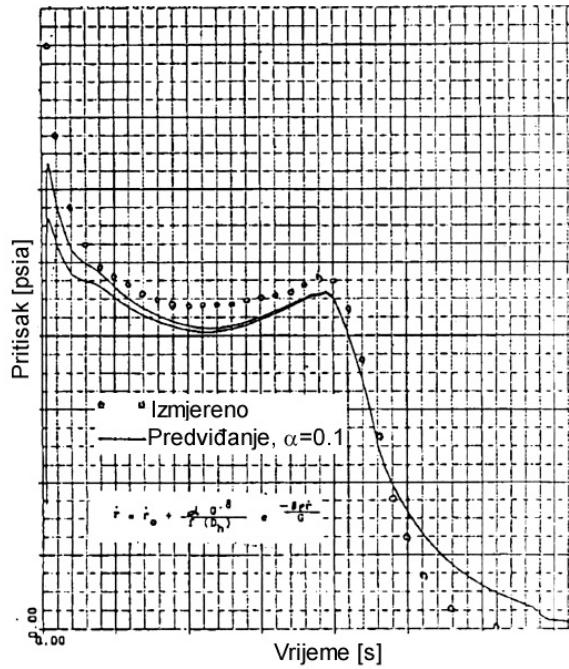
Uticaj Hump efekta za startni raketni motor ARIANE 3

Analiza i diskusija rezultata

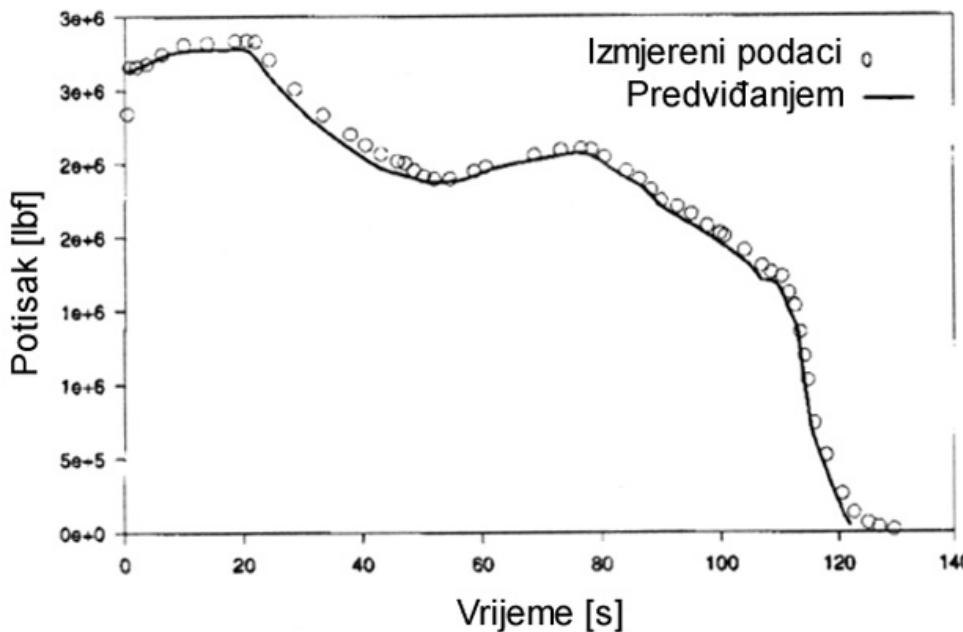
Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

Rezultati drugih modela

◆ SPP (*Solid Performance Program*)



Pritisak u funkciji vremena za raketni motor Sidewinder MK-35



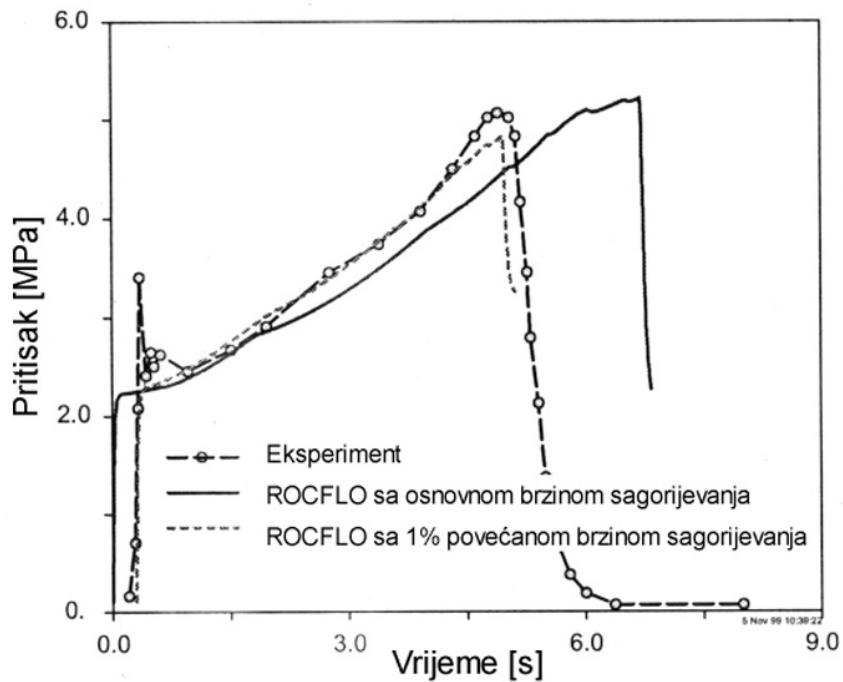
Potisak u funkciji vremena za raketni motor RSRM

Analiza i diskusija rezultata

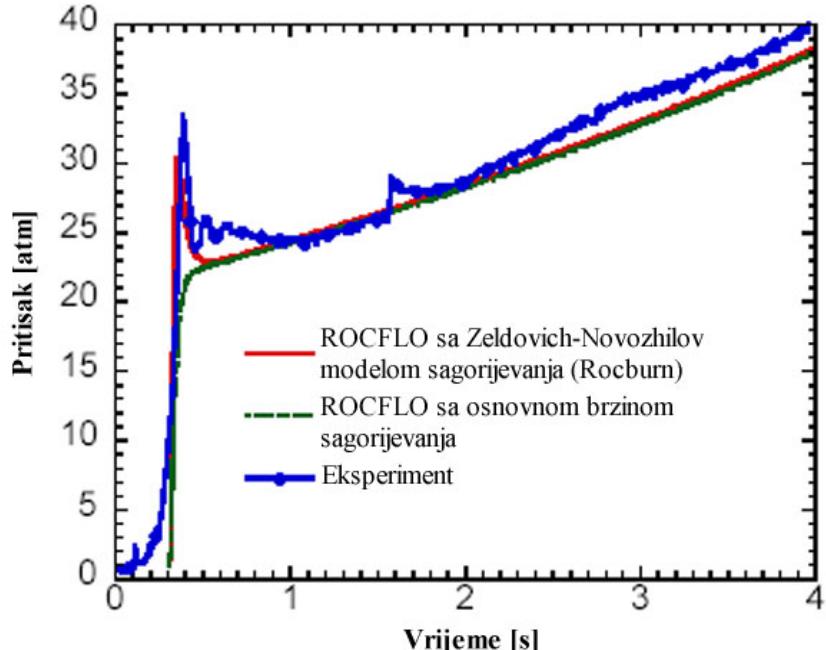
Modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara

Rezultati drugih modela

- ◆ ROCFLO (Center for Simulation of Advanced Rocket -CSAR, the University of Illinois at Urbana-Champaign, za potrebe U.S. Department of Energy)



Pritisak u funkciji vremena za raketni motor Space Shuttle



Pritisak u funkciji vremena za taktički raketni motor NAWC 13

ZAKLJUČAK

- ◆ Razvijen je modularni kompjuterski program *SPPMEF*, za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva
- ◆ Modularnost strukture kompjuterskog programa omogućava njegovu dalju nadogradnju u smislu poboljšanja pojedinih modula u budućem radu.
- ◆ Formirane su baze podataka:
 - O termohemijskim karakteristikama većeg broja mogućih konstituenata pogonske materije i
 - O koeficijentima redukovanih termodinamičkih potencijala za izračunavanje termodinamičkih i termofizičkih svojstava mogućih produkata sagorijevanja kao i vrijednosti parametara potencijala.
- ◆ Ostvarena su veoma dobro slaganja u predviđanju promjene pritiska odnosno potiska sa vremenom sa podacima dobivenim eksperimentalnim mjeranjem u fazi kvazistacionarnog rada raketnog motora.
- ◆ Tačnost predviđanja parametara kao što su promjene pritiska odnosno potiska sa vremenom u prelaznim procesima rada raketnog motora su u skladu sa rezultatima referentnih programa razvijenih u USA, Francuskoj i Italiji.
- ◆ Preporučeni empirijski izrazi za proračun gubitaka performansi u mlazniku su upotrebljivi i za raketne motore sa dvobaznim raketnim gorivima.

ZAKLJUČAK

- Preporuke za dalji rad -

- ◆ Trenutnu bazu 2D konfiguracija pogonskih punjenja potrebno je proširiti sa još mogućim 2D konfiguracijama odnosno sa 3D konfiguracijama.
- ◆ Uključiti u modul za predviđanje promjene pritiska u funkciji vremena, proces pripaljivanja i uticaj masene brzine toka pripale na brzinu sagorijevanja.
- ◆ Definisati numerički model koji će omogućiti da se procjeni strukturalni integritet raketnog motora u cjelini.
- ◆ Proširiti postojeću bazu podataka o raketnim motorima na dvobazna goriva i kompozitna goriva.
- ◆ Istražiti detaljnije parametre koji utiču značajnije na odstupanje realnih od idealiziranih parametara raketnog motora, što bi omogućilo dizajneru raketnog motora veoma dobru osnovu u procesima dizajniranja novih raketnih motora (Hump efekat, maseni fluks, ubrzanje itd.).
- ◆ Primjenom numeričkih metoda (3D CFD model simulacije) istražiti uticaj konfiguracije pogonskog punjenja i tipa mlaznika na promjene uslova strujanja unutar raketnog motora.