

Машински факултет у Београду
Катедра за системе наоружања

ПОГОН РАКЕТА

handouts

1. УВОД – ОПШТИ ПОЈМОВИ О РАКЕТНИМ МОТОРИМА

1.1. Врсте погона пројектила

Према основној подели пројектила према врсти погона правимо разлику између класичних и ракетних пројектила.

За разлику од класичних пројектила, чијим се изучавањем бави унутрашња балистика, где се убрзавање пројектила одвија у цеви оруђа/оружја у веома кратком временском интервалу (реда милисекунде), ракетни пројектили се покрећу помоћу погонске групе, тј. ракетног мотора који представља интегрални део пројектила и чији рад траје знатно дуже. Ракетни погон је научна дисциплина која се бави управо проучавањем ракетних мотора, односно пројектовањем, конструкцијом, испитивањем и производњом ракетних погонских група.

Ракетни погон представља једну од области ракетне технике заједно са динамиком лета ракета, пројектовањем ракета и лансера и вођењем и управљањем ракета. Бавићемо се превасходно ракетним погоном пројектила, односно применом ракетног погона у системима наоружања. Погон свемирских ракета, као и погон различитих ракета за цивилне намене представљају такође значајне области примене ракетног погона.

1.2. Класификација реактивних мотора

Да би се пројектил (или уопште летелица) убрзао до одређене брзине и да би ту брзину могао одржавати, савладавајући отпор ваздуха и гравитацију, неопходно му је сопштити силу коју називамо потисак. Потисак ствара погонска група (ракетни мотор) која је део пројектила. Потисак је у суштини сила реакције која настаје приликом одвајања одређене масе од погонске групе. Ово одвајање масе најчешће се реализује путем истицања гасова – радног тела (тзв. гасовитих продуката сагоревања погонске материје), при чему је смер генерисане силе потиска супротан смеру истицања гасова. Анализом динамике кретања тела променљиве масе показује се да је вредност силе потиска пропорционална производу масеног протока гасова и брзине њиховог истицања. Мотори који раде на овом принципу називају се реактивни мотори.

Да би се обезбедило генерисање гасова и њихово истицање из мотора неопходно је да постоји одређени извор енергије. Према томе, за стварање потиска неопходан је извор енергије, радно тело и уређај (мотор) који изворну енергију претвара у кинетичку енергију радног тела.

Реактивни мотори могу се класификовати према неком од обележја, као што су: коришћени извор енергије, погонски материјали, намена, конструкција итд.

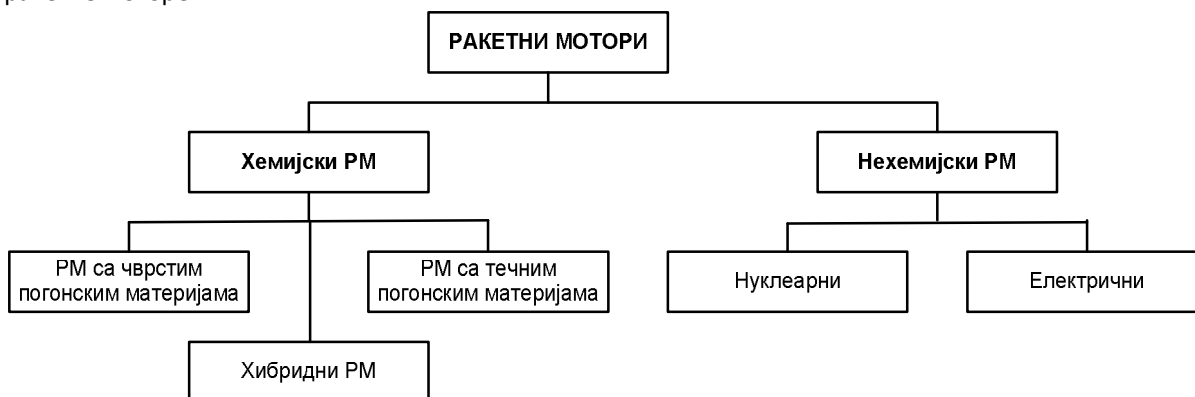
Према врсти енергије која се у мотору користи за убрзавање радног тела, реактивни мотори се деле на две основне групе: хемијске и нехемијске моторе (сл. 1.1). Код првих се користи хемијска (унутрашња, потенцијална) енергија погонских материја, а код друге групе остали видови енергије (нуклеарна, електрична, светлосна итд).

Друга подела реактивних мотора може се извршити према зависности њиховог рада од околне средине. Мотори код којих се све што је потребно за стварање потиска (извор енергије, радно тело) налази на самој летелици називају се ракетни мотори. Мотори код којих се било потпуно или делимично радно тело или енергија узимају из околне средине спадају у неракетне моторе. У неракетне моторе спадају на пример различити типови ваздушно-реактивних мотора (турбомлазни, набојно-млазни) код којих се радно тело (продукти сагоревања ваздуха и убризганог горива) највећим делом састоји од ваздуха узетог из околне средине, а користи се и његова хемијска енергија.

Основна одлика ракетних мотора у односу на неракетне је њихова аутономност у односу на околну средину. Ова аутономност значи да је њихов рад могућ у било којој средини, али не значи и да је од те средине независан, јер карактеристике средине имају утицаја на основне параметре перформансе ракетног мотора.

Данас су у широкој примени само хемијски ракетни мотори, док се нехемијски још увек налазе у фази истраживања.

У хемијским ракетним моторима јавља се појам погонске материје. Према броју компонената које учествују у хемијској реакцији погонска материја може бити једно, дво и вишекомпонентна. По агрегатном стању у коме се налази, она може бити чврста, течна или хибридна (једна компонента у течном а друга у чврстом стању), па се и хемијски мотори деле на: ракетне моторе са чврстом погонском материјом, ракетне моторе са течном погонском материјом и хибридне (комбиноване) ракетне моторе.



Слика 1.1. Основна класификација ракетних мотора

У хемијским ракетним моторима хемијска енергија садржана у погонској материји претвара се у топлотну енергију радног тела најчешће кроз реакцију сагоревања која је праћена ослобађањем енергије. У овом случају, енергија садржана у погонској материји ослобађа се путем сагоревања, док радно тело представљају продукти сагоревања. Сагоревање се обавља у комори сагоревања где се хемијска енергија трансформише у топлотну, док се топлотна енергија претвара у кинетичку енергију истичућих продуката сагоревања посредством млазника ракетног мотора.

За процес сагоревања неопходне су две компоненте: материја која сагорева – гориво и материја богата кисеоником или флуором – оксидатор.

У ракетним моторима на чврсто гориво, чврста погонска материја која представља физичку или хемијску смешу горива и оксидатора приликом израде се уобличује у погонско пуњење одређеног геометријског облика које се поставља у комору сагоревања.

У ракетним моторима на течном гориву, компоненте погонске материје (гориво и оксидатор) су најчешће посебне течности, смештене у одвојеним резервоарима из којих се доводе у комору сагоревања посредством уређаја за напајање.

Код хибридних ракетних мотора је компонента која се налази у чврстом стању постављена као пуњење у комору сагоревања, а течна компонента је смештена у посебан резервоар из кога се доводи у комору сагоревања посредством система за напајање.

Као што је напоменуто, нехемијски ракетни мотори деле се на две основне групе: нуклеарне и електричне ракетне моторе.

У нуклеарним ракетним моторима нуклеарни извор енергије користи се за загревање радног тела, обично течног водоника, које се затим експанзијом у млазнику убрзава до високих излазних брзина. Могућа је примена три врсте извора нуклеарне енергије за загревање радног тела: фисиони реактор, фузиони реактор и радиоактивни изотопи, којих се највише истражују могућности коришћења првог наведеног процеса.

Електрични ракетни мотори се деле на три основна типа: електролучни мотори, јонски мотори и магнетно-плазмени мотори.

Електролучни мотори су по принципу рада најближи термичким ракетним моторима, јер се у њима радно тело загрева проласком кроз електрични лук који се јавља између две електроде и затим убрзава кроз млазник.

У јонским моторима се радно тело (најчешће цезијум) најпре у јонизационој комори јонизује (одузима се један електрон из сваког атома) па се затим електрично оптерећени јони убрзавају помоћу електростатичког поља.

У магнетно-плазменим моторима се електрична плазма (која се састоји од јона, електрона и неутралних атома и електрично је неутрална) убрзава помоћу електромагнетног поља и избацује веома великом излазном брзином. Ови мотори се називају још и електромагнетни мотори, плазма мотори или магнетнохидродинамички мотори.

Мада су излазне брзине радног тела из електричних ракетних мотора врло високе, маса радног тела која се избацује је веома мала, па су и потисци мали. Пошто је потрошња радног тела врло мала, то време рада мотора може бити врло дуго. Електрични ракетни мотори не могу се користити за погон ракете у пољу Земљине гравитације, где су потребни велики потисци, али су врло погодни за дуга космичка путовања, када је ракета (космички брод) помоћу других врста ракетних мотора достигла потребне космичке брзине.

Даља подела ракетних мотора може се извршити према намени на: основне (маршевске) моторе, помоћне и лабораторијске моторе.

Основни или маршевски мотори раде на целом активном делу путање ракете саопштавајући јој највећи део енергије. Основна карактеристика тих мотора је да им је време рада значајно дужи од осталих ракетних мотора на летелици.

Помоћни ракетни мотори су сви остали ракетни мотори на летелици који представљају допуну основном мотору. Та група мотора је разноврсна по намени. Најчешће се срећемо са следећим помоћним моторима: стартни (бустер) мотори, мотори за управљање, мотори за кочење.

Лабораторијским ракетним моторима називају се мотори који не служе за погон летелица, већ као погонска група за неке лабораторијске и полигонске уређаје.

2. ПАРАМЕТРИ ПЕРФОРМАНСИ РАКЕТНОГ МОТОРА

2.1. Потисак ракетног мотора

Сила потиска представља један од најважнијих параметара перформансе ракетног мотора. Вредност ове силе може се извести на основу разматрања кретање тела променљиве масе, тј. једначине Мешчерског која се, као што је познато из механике, може писати у облику:

$$m\vec{a} = \sum_i \vec{F}_i + \vec{R} \quad (*)$$

$$\vec{R} = \frac{dm}{dt} \vec{v}_r \quad -$$

$$\frac{dm}{dt} < 0,$$

v_r – релативна брзина одвајања честица материјала разматраног тела

Претпоставимо да је мотор фиксиран, односно да ослонац спречава његово кретање, тј.

$$\vec{a} = 0$$

Сила F којом мотор делује на ослонац (тј. ослонац делује на мотор) једнака је сили потиска.

$$\sum_i \vec{F}_i = \vec{F} + \int_A p d\vec{A} = \vec{F} + \underbrace{\int_A p_a d\vec{A}}_0 + \int_{A_i} (p_i - p_a) d\vec{A}_i$$

Ако пређемо на скаларне вредности, добијамо:

$$\sum_i F_i = F - (p_i - p_a) A_i$$

$$R = \left| \frac{dm}{dt} \right| v_r = \dot{m} v_r.$$

Ако се напред изведено уведе у почетни израз (*) добија се:

$$F - (p_i - p_a) A_i - \dot{m} v_r = 0, \quad v_r = v_i$$

Коначно, потисак ракетног мотора одређен је изразом

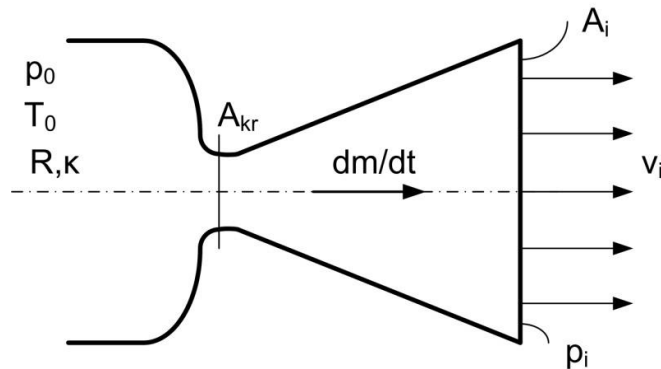
$$F = \dot{m} v_i + (p_i - p_a) A_i.$$

Експанзиони режим зависи од разлике $p_i - p_a$:

1. $p_i > p_a$, подекспанзиони режим (најповољнији и најчешће примењиван)
2. $p_i = p_a$, режим пуне експанзије (тзв. адаптиран млазник, излазна брзина млаза већа него у првом случају)
3. $p_i < p_a$, режим надекспанзије (негативан ефекат, повезан са "одцепљивањем" струје)

2.2. Карактеристични параметри ракетног мотора

У овом одељку ћемо одредити вредности важних параметара процеса који се одвијају у ракетном мотору, и то: излазне брзине v_i , масеног протока \dot{m} и степена ширења млазника ϵ_i , у зависности од карактеристика продуката сагоревања (κ , R), апсолутних вредности параметара гаса у комори сагоревања (p_0 , T_0), вредности притиска на излазном пресеку млазника (p_i), као и атмосферског притиска p_a . Наведени параметри индиковани су на сл. 2.1.



Слика 2.1. Основни модел струјања продуката сагоревања кроз млазник и карактеристични параметри процеса

Разматра се идеалан ракетни мотор, што подразумева испуњавање следећих претпоставки:

- ✓ радно тело (продукти сагоревања) је хомогено,
- ✓ продукти сагоревања су у гасовитом стању,
- ✓ продукти сагоревања се понашају као идеалан гас,
- ✓ нема преноса топлоте кроз зидове, тј. процес је адијабатски,
- ✓ занемарује се трење, као и ефекти граничног слоја,
- ✓ претпоставља се да нема ударних таласа или других дисконтинуитета при струјању у млазнику,
- ✓ струјање продуката сагоревања је стационарно,
- ✓ прелазни процеси, као што су стартовање и гашење мотора, трају веома кратко и могу се занемарити,
- ✓ на излазном пресеку млазника брзина гасовитих продуката сагоревања има аксијалан правац,
- ✓ параметри стања гасовитих продуката сагоревања (брзина, притисак, температура и густина) имају униформне вредности у пресецима норманим на осу мотора,
- ✓ хемијска равнотежа се успоставља у комори сагоревања и састав гаса се не мења у току струјања у млазнику (тзв. замрзнута експанзија).

Применом основних релација из термодинамике и динамике гасова добијају се релације између кључних параметара процеса.

На једнодимензионо адијабатско струјање идеалног гаса кроз млазник могу се применити следеће законитости.

Закон о одржању масе, односно једначина континуитета, има облик:

$$\dot{m} = \rho A v = \text{const.}$$

или у диференцијалној форми

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dv}{v} = 0.$$

Закон о одржању количине кретања, односно једначина кретања, гласи:

$$dp + \rho v dv = 0.$$

Закон о одржању енергије у диференцијалном облику може се писати:

$$c_p dT + v dv = 0.$$

За потпун опис струјања гаса кроз млазник неопходно је имати у виду и једначину стања:

$$p = \rho RT,$$

која у диференцијалном облику гласи

$$\frac{dp}{p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dT}{T}.$$

Лако се показује да из претходних релација следи познати израз за адијабатску промену стања гаса:

$$\frac{p}{\rho^\kappa} = \text{const.},$$

где је $\kappa = c_p / c_v$ - однос специфичних топлота гаса

При разматрању струјања корисно је увести бездимензиони параметар – Махов број M који се дефинише као однос брзине гаса и локалне брзине звука

$$M = \frac{v}{c}.$$

Брзина звука се може одредити из релације

$$c = \sqrt{\kappa RT}.$$

Из претходних релација може се извести важна зависност:

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dv}{v}.$$

Из последње релације могу се извући значајни закључци у вези утицаја промене проточне површине A на брзину струјања гаса v у зависности од Маховог броја.

Наиме, показује се да смањење проточне површине ($dA < 0$) при подзвучном струјању ($M < 1$) доводи до повећања брзине гаса, што је очекиван резултат. Са друге стране, при надзвучном струјању ($M > 1$) повећање површине A утиче на повећање брзине, што представља контраинтуитиван резултат. У Табели 1 сумирана су наведена разматрања.

Табела 1. Промена брзине струјања у млазнику у зависности од промене проточне површине и Маховог броја

	$M < 1$	$M > 1$
$dA < 0, \rightarrow$	$v \uparrow$	$v \downarrow$
$dA > 0, \rightarrow$	$v \downarrow$	$v \uparrow$

На бази ових теоријских разматрања јасно је да конвергентно-дивергентни де Лавалов млазник представља решење које омогућава континуирано убрзавање гасовитих продуката сагоревања.

Претходно наведене гасодинамичке релације омогућавају одређивање параметара струјања (ρ, p, T, v) у млазнику ако се позната промена проточне површине A :

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2,$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}},$$

$$v = Mc = \sqrt{\kappa R T_0} \frac{M}{\sqrt{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2}}.$$

Зависност између Маховог броја и проточне површине A дефинисана је са:

$$\frac{A}{A_{kr}} = \frac{1}{M} \left(\frac{2}{\kappa + 1} + \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} M^2 \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}.$$

Значајно је одредити и важне зависности за три специфична параметра струјања у млазнику ракетног мотора. Реч је о излазној брзини продуката сагоревања, њиховом масеном протоку, као и степену ширења млазника.

2.2.1. Брзина истицања продуката сагоревања

- закон о одржању енергије:

$$h + \frac{v^2}{2} = \text{const.} \Rightarrow h_0 + \frac{v_0^2}{2} = h_i + \frac{v_i^2}{2}. \text{ Ако се има у виду да је } v_0 \approx 0, \text{ добија се}$$

$$v_i = \sqrt{2(h_0 - h_i)} = \sqrt{2c_p(T_0 - T_i)} = \sqrt{2c_p T_0 \left(1 - \frac{T_i}{T_0}\right)} \quad (*)$$

- адијабатски процес:

$$pv^\kappa = \text{const.} \Rightarrow \frac{p}{\rho^\kappa} = \text{const.} \Rightarrow \frac{p_0}{\rho_0^\kappa} = \frac{p_i}{\rho_i^\kappa}.$$

- продукти сагоревања формирају смешу која се сматра идеалним гасом:

$$p = \rho RT \Rightarrow \rho = \frac{p}{RT} \Rightarrow \frac{\rho_0}{\rho_i} = \frac{p_0}{p_i} \frac{T_i}{T_0}$$

Последња два израза дају:

$$\frac{p_0}{p_i} = \left(\frac{\rho_0}{\rho_i} \right)^\kappa \Rightarrow \frac{p_0}{p_i} = \left(\frac{p_0}{p_i} \right)^\kappa \left(\frac{T_i}{T_0} \right)^\kappa \Rightarrow \frac{T_i}{T_0} = \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}$$

На основу Меуер-ове једначина и дефиниције коефицијента адијабате имамо:

$$c_p - c_v = R, \quad \kappa = \frac{c_p}{c_v} \Rightarrow c_p = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R$$

Увођењем последње две релације у израз (*) добијамо коначни израз за излазну брзину продуката сагоревања:

$$v_i = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} R T_0 \left(1 - \bar{p}_i^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right)}$$

$$\text{где је } \bar{p}_i = \frac{p_i}{p_0}.$$

2.2.2. Масени проток продуката сагоревања

$$\dot{m} = \rho A v = \rho_{kr} A_{kr} v_{kr}$$

На основу ранијих претпоставки имамо

$$\rho_{kr} = \frac{p_{kr}}{RT_{kr}}.$$

Брзина струјања гаса у критичном пресеку је једнака локалној брзини звука:

$$v_{kr} = c = \sqrt{\kappa RT_{kr}}.$$

Сада се може писати:

$$\dot{m} = \frac{p_{kr}}{RT_{kr}} \sqrt{\kappa RT_{kr}} A_{kr} = \sqrt{\kappa} p_{kr} \frac{1}{\sqrt{RT_{kr}}} A_{kr} \quad (*)$$

Полазећи од закона о одржању енергије у облику

$$c_p T_0 = c_p T + \frac{v^2}{2},$$

и имајући у виду релације

$$M = \frac{v}{c}, \quad c = \sqrt{\kappa RT} \quad c_p = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R$$

добива се

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2$$

За $M=1$, $T=T_{kr}$, па се добија

$$T_{kr} = \frac{2}{\kappa + 1} T_0. \quad (1)$$

Како је раније показано, важи:

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}.$$

Коришћењем израза (1), и заменом општих вредности за притисак и температуру њиховим критичним вредностима, добија се

$$p_{kr} = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} p_0. \quad (2)$$

Увођењем израза (1) и (2) у формулу за масени проток (*), добија се:

$$\dot{m} = \sqrt{\kappa} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \frac{p_0 A_{kr}}{\sqrt{RT_0}}.$$

Ако се са Γ обележи константа која зависи само од адијабатске константе κ :

$$\Gamma = \Gamma(\kappa) = \sqrt{\kappa} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}},$$

коначан израз за масени проток може се написати у облику:

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_0 A_{kr}}{\sqrt{RT_0}}$$

2.2.3. Степен ширења млазника

$$\varepsilon_i = \frac{A_i}{A_{kr}} = \frac{\rho_{kr} v_{kr}}{\rho_i v_i} = \frac{\frac{p_{kr}}{T_{kr}} c_{kr}}{\frac{p_i}{T_i} v_i} = \frac{p_{kr}}{p_0} \frac{p_0}{p_i} \frac{T_i}{T_0} \frac{T_0}{T_{kr}} \frac{\sqrt{\kappa R T_{kr}}}{v_i}$$

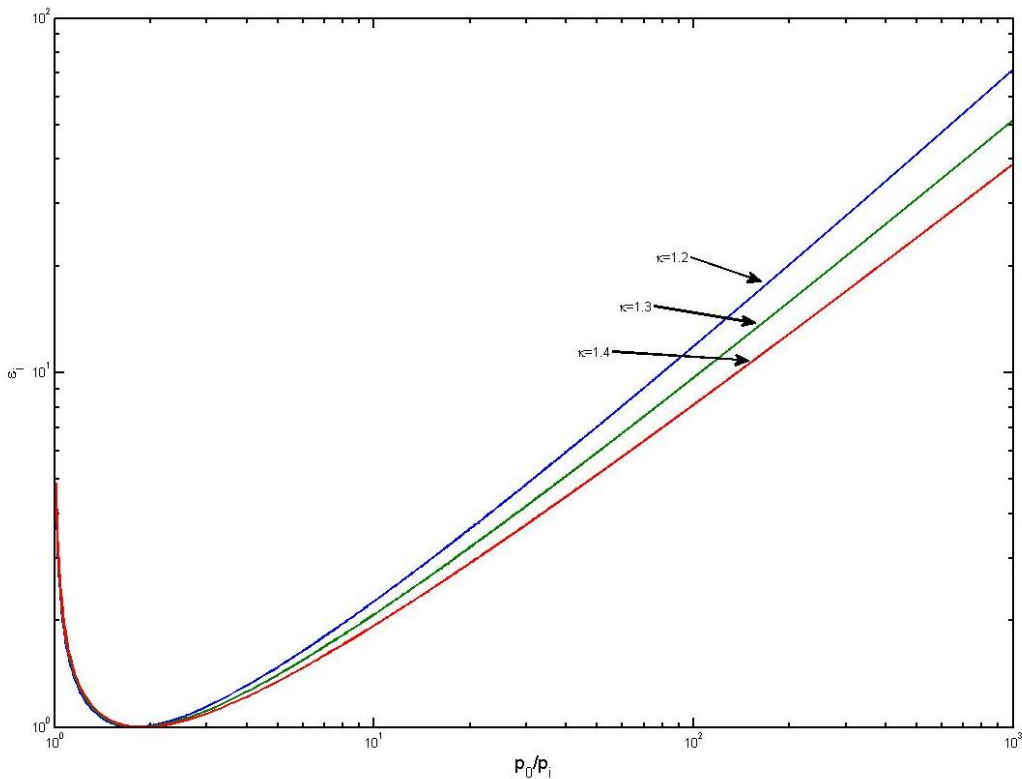
Ако се имају у виду раније изведени изрази:

$$\frac{T_0}{T_{kr}} = \frac{\kappa + 1}{2}, \quad \frac{p_{kr}}{p_0} = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}, \quad \frac{T_i}{T_0} = \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}$$

као и израз за излазну брзину продуката сагоревања v_i , добија се коначно

$$\varepsilon_i = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \left(\frac{p_0}{p_i} \right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{\frac{\kappa - 1}{\kappa + 1}} \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}}} = f\left(\kappa, \frac{p_i}{p_0}\right)$$

На дијаграму (слика 2.2) је представљена зависност степена ширења млазника ε_i од односа притиска у комори мотора p_0 и излазног притиска p_i .



Слика 2.2. Степен ширења млазника у функцији односа притиска у комори и излазног притиска за различите вредности адијабатске константе продуката сагоревања

2.3. Основни параметри перформанси ракетног мотора

У овом одељку биће дефинисани и анализирани кључни параметри перформанси ракетног мотора.

Сила потиска:

$$F = \dot{m}v_i + (p_i - p_a)A_i$$

Тотални импулс:

$$I_t = \int_0^{\tau} F(t)dt, \text{ где је } \tau - \text{ време рада мотора}$$

Специфични импулс:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \left(\frac{\text{Ns}}{\text{kg}} \right), \text{ диференцијалана дефиниција}$$

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{\tau} F dt}{\int_0^{\tau} \dot{m} dt} = \frac{I_t}{m_p}, \text{ интегрална дефиниција}$$

Карактеристична брзина истицања:

$$c^* = \frac{p_0 A_{kr}}{\dot{m}},$$

ако се уведе изведени израз за масени проток \dot{m} , добија се

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_0}}{\Gamma}.$$

Из последње релације се види да карактеристична брзина зависи искључиво од карактеристика продуката сагоревања – R , κ , и T_0 . Стога се каже да карактеристична брзина c^* дефинише квалитет процеса у комори сагоревања.

Коефицијент потиска:

$$c_F = \frac{F}{p_0 A_{kr}}.$$

Ако се у дефинициону релацију уведе изведени израз за силу потиска F , добија се:

$$c_F = \frac{v_i}{c^*} + \varepsilon_i \frac{p_i - p_a}{p_0}.$$

Користећи раније изведене изразе за излазну брзину v_i и карактеристичну брзину истицања c^* :

$$v_i = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_0 \left(1 - p_i^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right)}, \quad c^* = \frac{\sqrt{RT_0}}{\Gamma},$$

добија се

$$c_F = \Gamma \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} + \varepsilon_i \left(\frac{p_i}{p_0} - \frac{p_a}{p_0} \right)$$

Ако се зна да је параметар Γ функција константе κ , као и да однос p/p_0 зависи од κ и степена ширење млазника ε_i , и ако се занемари утицај члана p_a/p_0 , уочавамо да је коефицијент потиска функција параметра κ и конструкционе карактеристике млазника – степена ширења ε_i , тј. $c_F = g(\kappa, \varepsilon_i)$. Зато кажемо да коефицијент потиска дефинише квалитет процеса који се одвијају у млазнику ракетног мотора.

Специфични импулс:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}}$$

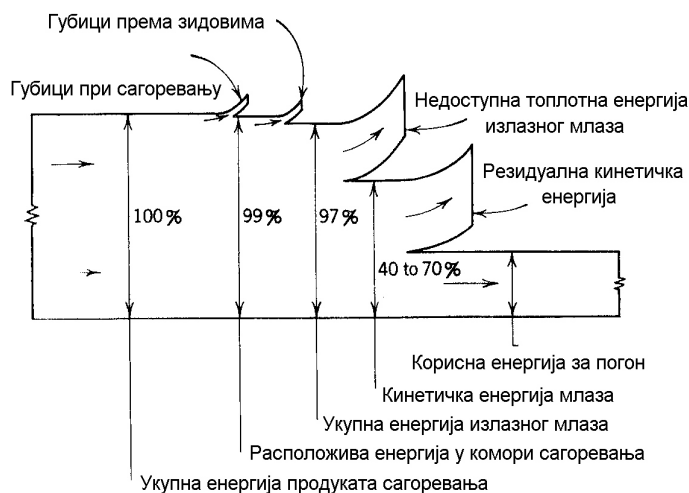
На основу дефиниција за карактеристичну брзину истицања c^* и коефицијент потиска c_F , лако се види да је

$$I_{sp} = c^* c_F.$$

Специфични импулс ракетног мотора обједињује два поменута параметра перформансе и представља меру квалитета целокупне конструкције ракетног мотора.

2.4. Биланс енергије у хемијским ракетним моторима

На слици 2.2 је приказан типичан дијаграм биланса енергије за све ракетне моторе засноване на коришћењу хемијске енергије погонске материје.



Слика 2.2. Дијаграм биланса енергије код хемијских ракетних мотора

2.5. Типичне вредности параметара перформанси

У табели 2.1. дате су карактеристичне вредности основних параметара перформанси ракетних мотора различитих типова.

Табела 2.1. Дијапазони главних параметара перформанси за различите системе погона ракета

Тип мотора	Специфични импулс (Ns/kg)	Максимална температура (°C)	Однос потисак/тежина ракете	Време рада мотора	Радно тело	Статус технологије
б	2000...4100	2500...4100	10^{-2} ...100	.		
	1800...2230	600...800	10^{-1} ... 10^{-2}	.	N ₂ H ₄	
	5000...8600	2700	10^{-2} ...30	.	H ₂	
	1500...3000	2900	10^{-4} ... 10^{-2}		H ₂ , N ₂ H ₄	
	2800...12000	20000	10^{-4} ... 10^{-2}		H ₂ , N ₂ H ₄	
	7000...25000	-	10^{-6} ... 10^{-4}		H ₂	
	4000...7000	1300	10^{-3} ... 10^{-2}		H ₂	

2.6. Четири групе параметара перформанси

При коришћењу параметара перформансе, као што су потисак, специфични импулс, масени проток и други параметри, морају се пажљиво специфицирати услови за које се односе поменуте вредности, као што су:

- притисак у комори ракетног мотора,
- амбијентални притисак,
- амбијентална температура (температура употребе погонске материје)
- степен ширења млазника,
- облик млазника и излазни угао,
- погонска материја, њен састав и однос мешања,
- основне претпоставке у прорачуну параметара перформанси, нпр. замрзнуто или равнотежно ширење продуката сагоревања и сл.

Постоје бар четири различита скупа параметара перформанси:

1. Теоријске вредности параметара перформанси. Ове вредности односе се на разматрани идеални ракетни мотор и изведене су уз мноштво претпоставки. Често се уводе и извесне корекције уз примену различитих аналитичких или емпиријских модела у циљу узимања у обзир првобитно занемарених ефеката.
2. Стварне, реализоване, односно мерене вредности параметара перформанси. Ове вредности су одређене статичким или летним испитивањем ракетног мотора. Измерене вредности се такође коригују због утицаја мерења, грешака мерења или калибрационих константи.
3. Вредности перформанси при стандардним условима. Ове вредности односе на комбинацију теоријских и измерених величина при строго дефинисаним (стандардним) условима које најчешће прописује наручилац. Реч је нпр. о вредностима притиска у комори, излазног и амбијенталног притиска, захтева за адаптираним млазником, специфицираном погонском материјом, амбијенталном температуром и сл.
4. Гарантоване минималне перформансе. Наручиоци често захтевају гаранцију минималних вредности параметара перформанси, као што су потисак, специфични импулс и сл. Одређивање гарантованих перформанси најчешће се врши тако што се од теоријских или измерених вредности (ставке 1 и 2) одузму сви могући губици (нпр. пад притиска у комори, губици у млазнику услед храпавости површине, амбијентална температура, неправилности услед нерегуларне производње и сл.).

2.7. Одабрани примери

П.2.1. Одредити вредност притиска продуката сагоревања на излазу из млазника p_i при коме се остварује максимална вредност силе потисака, при чему су остали услови непромењени.

Решење:

Потисак је одређен са:

$$F = \dot{m}v_i + (p_i - p_a)A_i$$

Имамо у виду да је према условима задатка

$$p_a = \text{const.}$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{\text{max}} = \text{const.}$$

$$v_i, A_i, p_i \neq \text{const.}$$

Величине A_i , p_i и v_i су међусобно повезане.

Диференцирањем полазне једначине добија се

$$\begin{aligned} dF &= \underbrace{\frac{\dot{m}}{\rho A v}}_{0,} dv_i + dp_i A_i + p_i dA_i - p_a dA_i = \rho_i A_i v_i dv_i + dp_i A_i + (p_i - p_a) dA_i = \\ &= A_i \underbrace{(dp_i + \rho_i v_i dv_i)}_{0,} + (p_i - p_a) dA_i \end{aligned}$$

Увођењем услова за одређивање екстремума

$$dF = 0$$

Коначно се добија $p_i = p_a$.

Лако се показује да одређени екстрем одговара максимуму ($d^2 F < 0$).

Млазник који обезбеђује да излазни притисак продуката сагоревања буде једнак атмосферском притиску назива се *адаптираним млазником*.

П.2.2. Познате су следеће карактеристике ракетног мотора:

- масени проток продуката сагоревања $\dot{m} = 5 \text{ kg/s}$,
- брзина продуката сагоревања на излазном пресеку млазника $v_i = 2100 \text{ m/s}$,
- притисак продуката сагоревања на излазном пресеку млазника $p_i = 1.2 \text{ bar}$,
- површина излазног пресека млазника $A_i = 150 \text{ cm}^2$.

Одредити потисак ракетног мотора

а) на нивоу мора,

б) у вакууму (у космосу)?

Решење:

$$F = \dot{m}v_i + (p_i - p_a)A_i$$

a)

$$p_a = 1 \text{ bar} \Rightarrow$$

$$F = 5 \cdot 2100 + (1.2 - 1) \cdot 10^5 \cdot 150 \cdot 10^{-4} = 10500 + 300 = 10800 \text{ N}$$

б)

$$p_a = 0 \Rightarrow$$

$$F = 5 \cdot 2100 + (1.2 - 0) \cdot 10^5 \cdot 150 \cdot 10^{-4} = 10500 + 1800 = 12300 \text{ N}$$

П.2.3. Ракетни пројектил има следеће карактеристике:

- почетна маса, $m_0=200 \text{ kg}$
- коначна маса ракете, $m_f=130 \text{ kg}$
- маса бојеве главе, $m_w=110 \text{ kg}$
- време рада мотора, $t=3.0 \text{ s}$
- средњи специфични импулс мотора, $I_{sp}=2400 \text{ Ns/kg}$.

Одредити: масу погонске групе, масу горива, масени проток продуката сагоревања, потисак, максимално убрзање ракете и тотални импулс ракетног мотора.

Решење:

$$m_{pg} = m_0 - m_w = 200 - 110 = 90 \text{ kg}$$

$$m_p = m_0 - m_f = 200 - 130 = 70 \text{ kg}$$

$$\dot{m} = \frac{m}{t} = \frac{70}{3} = 23.33 \text{ kg/s}$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \Rightarrow F = \dot{m} \cdot I_{sp} = 23.33 \cdot 2400 = 55\,992 \text{ N}$$

$$a_{\max} = \frac{F}{m_{\min}} = \frac{55992}{130} = 430.7 \text{ m/s}^2$$

$$I_t = Ft = 55992 \cdot 3 = 167\,976 \text{ Ns}$$

П.2.4. При статичком испитивању ракетног мотора утврђена је зависност притиска у комори и силе потиска од времена $p_0=p_0(t)$, $F=F(t)$. На основу резултата ових мерења потребно је одредити основне перформансе ракетног мотора.

Решење:

На основу дефиниције специфичног импулса имамо:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{\int_0^{t_g} F(t) dt}{\int_0^{t_g} \dot{m} dt} = \frac{I_t}{m_p}$$

$$I_t = \sum_i \Delta t_i \frac{F_i + F_{i+1}}{2}$$

$$m_p = m_0 - m_f$$

Интеграл који одређује тотални импулс може се израчунати коришћењем неке од приближних нумеричких метода.

Са друге стране, карактеристична брзина истицања може се одредити на сличан начин:

$$c^* = \frac{p_0 A_{kr}}{\dot{m}} = \frac{A_{kr} \int_0^{t_g} p_0 dt}{\int_0^{t_g} \dot{m} dt} = \frac{A_{kr} I_p}{m_p}$$

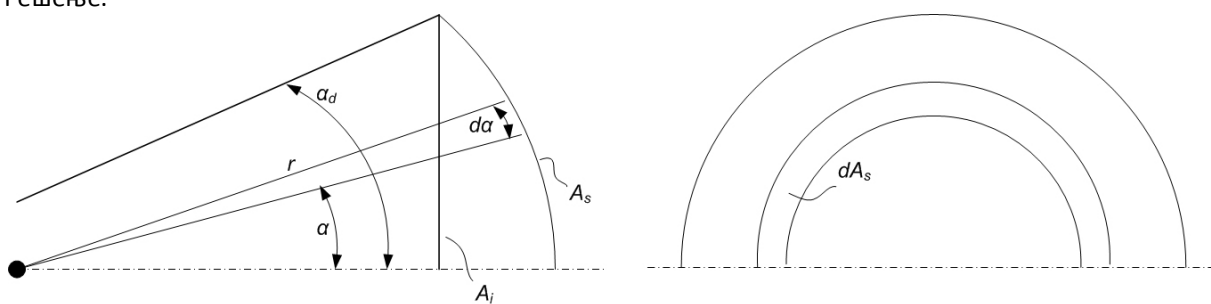
$$I_p = \sum_i \Delta t_i \frac{F_i + F_{i+1}}{2}$$

Преостаје да се одреди коефицијент потиска c_F :

$$I_{sp} = c^* c_F \Rightarrow c_F = \frac{I_{sp}}{c^*}$$

П.2.5. Одредити степен механичких губитака потиска услед димензионог струјања гасовитих продуката сагоревања у случају коничног млазника са полуглом конуса $\alpha_d = 15^\circ$.

Решење:



Уз задатак П.2.5

- Сферни модел струјања
- Основна претпоставка - $\vec{v}_i = k\vec{r}$

Карактеристичне површине:

$$dA_s = 2\pi r \sin \alpha d\alpha = 2\pi r^2 \sin \alpha d\alpha$$

$$A_s = \int_0^{\alpha_d} dA_s = 2\pi r^2 (-\cos \alpha) \Big|_0^{\alpha_d} = 2\pi r^2 (1 - \cos \alpha_d)$$

$$A_i = \pi r^2 \sin^2 \alpha_d$$

$$\frac{A_i}{A_s} = \frac{\pi r^2 \sin^2 \alpha_d}{2\pi r^2 (1 - \cos \alpha_d)} = \frac{1 + \cos \alpha_d}{2}$$

Сила потиска:

$$F = \dot{m} v_i + (p_i - p_a) A_i$$

$$dF_\alpha = \dot{m} v_s \cos \alpha + (p_s - p_a) dA_s \cos \alpha$$

$$d\dot{m} = \rho_s v_s dA_s \Rightarrow dF_\alpha = \rho_s v_s^2 2\pi r^2 \sin \alpha \cos \alpha d\alpha + (p_s - p_a) dA_s \cos \alpha$$

$$F_\alpha = \int_0^{\alpha_d} dF_\alpha = \rho_s v_s^2 \pi r^2 \int_0^{\alpha_d} \sin 2\alpha d\alpha + (p_s - p_a) \pi r^2 \int_0^{\alpha_d} \sin 2\alpha d\alpha =$$

$$= \rho_s v_s^2 \pi r^2 \sin^2 \alpha_d + (p_s - p_a) \pi r^2 \sin^2 \alpha_d =$$

$$= \rho_s v_s^2 A_i + (p_s - p_a) A_i = \frac{1 + \cos \alpha_d}{2} \left[\rho_s v_s^2 A_s + (p_s - p_a) A_s \right]$$

Коефицијент механичких губитака:

$$\varphi_\alpha = \frac{1 + \cos \alpha_d}{2}.$$

$$F_\alpha = \varphi_\alpha [\dot{m}v_s + (p_s - p_a)A_s] = \varphi_\alpha \dot{m}v_s + (p_s - p_a)A_i.$$

Може се писати:

$$F_\alpha = \varphi_\Delta \varphi_\alpha \dot{m}v_i + (p_i - p_a)A_i,$$

$$\varphi_\Delta < 1.001.$$

Коначно,

$$F_\alpha = \varphi_\alpha \dot{m}v_i + (p_i - p_a)A_i.$$

У конкретном случају:

$$\alpha_d = 15^\circ \Rightarrow \varphi_\alpha = 0.983.$$

П.2.6. Израчунати перформансе ракетног мотора, ако су познате следеће карактеристике:

- температура у комори сагоревања, $T_0=2800$ К,
- притисак у комори сагоревања, $p_0=45$ bar,
- гасна константа за продукте сагоревања, $R=424$ J/kgK,
- коефицијент адијабате продуката сагоревања, $\kappa=1.25$,
- атмосферски притисак је $p_a=1$ bar.

Млазник је адаптиран.

Решење:

Прорачун карактеристичне брзине истицања:

$$c^* = \frac{p_0 A_{kr}}{\dot{m}} = \dots = \frac{\sqrt{RT_0}}{\Gamma},$$

$$\Gamma = \Gamma(\kappa) = \sqrt{\kappa} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \Rightarrow \Gamma(1.25) = 0.6580$$

$$c^* = \frac{\sqrt{424 \cdot 2800}}{0.6580} = 1656 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Прорачун коефицијента потиска:

$$c_F = \frac{F}{p_0 A_{kr}} = \dots = \Gamma \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} \left[1 - \bar{p}_i^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} + \underbrace{\varepsilon_i (\bar{p}_i - \bar{p}_a)}_0.$$

Како је млазник адаптиран ($p_i = p_a$) други члан је једнак нули.

$$c_F = 0.6580 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1.25}{1.25 - 1} \left[1 - \left(\frac{1}{45} \right)^{\frac{1.25 - 1}{1.25}} \right]} = 1.519.$$

Прорачун специфичног импулса мотора:

$$I_{sp} = c^* c_F = 1656 \cdot 1.519 = 2515 \text{ Ns/kg}$$

П.2.7. Конструисати адаптирани млазник идеалног ракетног мотора који на висини од 25 km треба да оствари потисак од $F=5000$ N, при чему је притисак у комори $p_0=2.068$ МПа а температура у комори $T_0=2800$ К. Претпостављајући да је однос специфичних топлота $\kappa=1.30$ и гасна константа продуката сагоревања $R=355.4$ J/kgK, одредити површину попречног пресека грла млазника, излазног пресека млазника, брзину у грлу млазника и излазну температуру.

Решење:

$$H = 25 \text{ km} \Rightarrow p_a = 0.002549 \text{ MPa}, p_i = p_a.$$

$$\frac{p_i}{p_0} = \frac{p_a}{p_0} = \frac{0.002549}{2.068} = 1.228 \cdot 10^{-4}$$

$$\bullet p_{kr} = p_0 \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 2.068 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{2}{1.3 + 1} \right)^{\frac{1.3}{1.3 - 1}} = 1.129 \text{ MPa}$$

$$\bullet v_{kr} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa + 1} RT_0} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.3}{1.3 + 1} \cdot 355.4 \cdot 2800} = 1060 \text{ m/s}$$

$$\bullet v_i = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} = \dots = 2605 \text{ m/s}$$

$$\bullet \dot{m} = \frac{F}{v_i} = \frac{5000}{2605} = 1.919 \text{ kg/s}$$

$$\bullet \rho_0 = \frac{p_0}{RT_0} = \frac{2.068 \cdot 10^6}{355.4 \cdot 2800} = 2.078 \text{ kg/m}^3$$

$$\bullet \rho_{kr} = \rho_0 \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} = 2.078 \cdot \left(\frac{2}{1.3 + 1} \right)^{\frac{1}{1.3 - 1}} = 1.304 \text{ kg/m}^3$$

$$\bullet \rho_i = \rho_0 \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{1}{\kappa}} = 2.078 \cdot \left(\frac{0.002549}{2.068} \right)^{\frac{1}{1.3}} = 0.012 \text{ kg/m}^3$$

$$\bullet A_{kr} = \frac{\dot{m}}{\rho_{kr} v_{kr}} = \frac{1.919}{1.304 \cdot 1060} = 13.88 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$\bullet A_i = \frac{\dot{m}}{\rho_i v_i} = \frac{1.919}{0.012 \cdot 2605} = 613.9 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$\bullet \varepsilon_i = \frac{A_i}{A_{kr}} = \frac{613.9}{13.88} = 44.23$$

$$\bullet T_i = T_0 \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} = 2800 \cdot \left(\frac{0.002549}{2.068} \right)^{\frac{1.3 - 1}{1.3}} = 597 \text{ K}$$

П.2.8. Одредити излазни пречник адаптираног млазника, ако је пречник његовог грла $d_{kr}=100$ mm. При томе је тотални притисак у комори $p_0=70$ bar, док је атмосферски притисак $p_a=1$ bar. Однос специфичних топлота за продукте сагоревања је $\kappa=1.2$. Затим израчунати вредност притиска на половини дужине дивергентног дела млазника, ако је угао ширења (полуугао конуса) $\alpha=15^\circ$.

Решење:

$$\varepsilon_i = \frac{A_i}{A_{kr}} = ?$$

$$\varepsilon_i = f\left(\kappa, \frac{p_0}{p_i}\right) = \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \sqrt{\frac{\kappa-1}{\kappa+1}} \left(\frac{p_0}{p_i}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \frac{1}{\sqrt{1-\left(\frac{p_0}{p_i}\right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}}$$

$$\varepsilon_i = \left(\frac{2}{1.2+1}\right)^{\frac{1}{1.2-1}} \sqrt{\frac{1.2-1}{1.2+1}} 70^{\frac{1}{1.2}} \frac{1}{\sqrt{1-70^{\frac{1-1.2}{1.2}}}} = 9.062$$

$$\varepsilon_i = \frac{A_i}{A_{kr}} = \frac{d_i^2}{d_{kr}^2} \Rightarrow d_i = \sqrt{\varepsilon_i} d_{kr} = \sqrt{9.062} \cdot 0.1 = 0.3 \text{ m}$$

$$d = \frac{d_{kr} + d_i}{2} = \frac{0.1 + 0.3}{2} = 0.2 \text{ m}$$

$$\varepsilon = \frac{A}{A_{kr}} = \left(\frac{d}{d_{kr}}\right)^2 = \left(\frac{0.2}{0.1}\right)^2 = 4$$

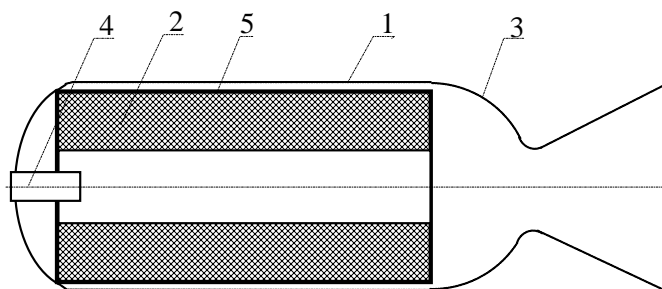
$$\varepsilon = f\left(\kappa, \frac{p_0}{p}\right) \Rightarrow f(1.2, \frac{p_0}{p}) = 4 \Rightarrow$$

$$\frac{p_0}{p} = 22.98$$

$$p = \frac{p_0}{22.98} = \frac{70}{22.98} = 3.046 \text{ bar}$$

3. РАКЕТНИ МОТОРИ СА ЧВРСТИМ ГОРИВОМ

Шема и основни делови ракетног мотора са чврстом погонском материјом представљени су на слици 3.1.



Слика 3.1. Основни делови ракетног мотора са чврстом погонском материјом: 1- комора сагоревања, 2 - чврста погонска материја (пуњење), 3 – млазник, 4 – припала, 5 – инхибитор и термозаштита

Наводимо неколико најважнијих особености ракетних мотора са чврстом погонском материјом:

1. једноставност конструкције и поузданост,
2. једноставност руковања и складиштења,
3. спремност за употребу,
4. мањи трошкови развоја и производње у односу на ракетне motore са течним горивом.

3.1. Чврсте материје за погон ракета

Основни захтеви које треба да испуњавају чврсте ракетне погонске материје можемо поделити у три групе: енергетске, кинетичке и експлоатационе.

Из израза за специфични импулс види се да је он пропорционалан са $\sqrt{T_0 / M}$ па је стога основни енергетски захтев за погонску материју обезбеђивање високе температуре сагоревања T_0 и што ниже вредности моларне масе M продуката сагоревања. У енергетске захтеве убраја се и захтев за што већом густином погонске материје, јер се тиме у ограниченој запремини постиже већа маса пуњења и добија већа енергија продуката сагоревања.

Кинетички захтеви везани су за феномене сагоревања као што су брзина сагоревања, припаљивање, стабилност сагоревања и сл.

Трећа група захтева односи се на услове експлоатације, а најважнији захтеви у овој групи су:

- постојаност физичких и хемијских особина пуњења у условима дуготрајног складиштења,
- једнообразност и хомогеност пуњења по физичко-хемијским и балистичким особинама,
- механичка чврстоћа пуњења,
- одговарајућа осетљивост погонског пуњења на механичке и топлотне утицаје,
- ниска токсичност продуката сагоревања итд.

С обзиром на састав и физичку структуру чврсте погонске материје се деле на две основне групе: хомогене (двобазне) и хетерогене (композитне).

Хомогене погонске материје садрже у истом молекулу и гориво и кисеоник потребан за сагоревање. Познате су и под називом двобазне погонске материје или двобазни ракетни барути. Реч је о колоидном раствору који се добија желатинизацијом нитроцелулозе неким растварачем, најчешће нитроглицерином. Теоријски специфични импулс погонских материја са максималним процентом нитроглицерина достиже 2500 Ns/kg, али је стварни максимални специфични импулс у границама 2150...2300 Ns/kg. Поред нитроглицерина и нитроцелулозе у састав погонских материја улазе у мањем проценту и различити додаци:

- за регулисање енергетских особина – растварачи (динитритолуол, нитрогванидин),
- стабилизатори за обезбеђење хемијске стабилности (дифениламин, централит),
- за олакшање процеса израде (восак, масне киселине),
- за смањење температуре сагоревања (дибутилфталат), итд.

Двобазне погонске материје производе се на три начина: пресовањем са растварачем, пресовањем без растварача и ливењем.

Хетерогене (композитне) погонске материје представљају механичке смеше чврстих горива и оксидатора и у мањој мери разних додатака.

Горива за хетерогене погонске материје треба да испуњавају одређене посебне захтеве, као што су:

- обезбеђење добрих везивних својстава при релативно малом проценту горивног везива (10-25%) да би се добиле потребне механичке карактеристике пуњења,
- присуство водоника у што већем, а угљеника у што мањем проценту у саставу горива,
- критична температура на којој гориво постаје крто мора бити ниска, тј. нижа од доње границе температуре употребе пуњења,
- висока тачка кључања и ниска тачка мржњења, итд.

Као горива, односно везивна средства у композитним погонским материјама најпре су се примењивали битумени, а касније полисулфидне гуме (тиоколи), али им је основни недостатак био веома низак специфични импулс. Значајно побољшање специфичног импулса постигнуто је применом полиуретанских полимера. Одлични резултати су постигнути применом горива на бази бутадијенских полимера. Нешто ређе у примени су и други полимери: поливинили, полиестри, полиетилени и др.

Оксидатори у композитним погонским материјама су обично минералне материје у кристалном облику. Најчешће се употребљавају перхлорати и нитрати, а међу њима највише: амонијум перхлорат, амонијум нитрат, калијум перхлорат и калијум нитрат.

Основни захтеви за оксидаторе су следећи:

- висок садржај слободног кисеоника,
- стабилност физичко-хемијских особина у одређеном температурском интервалу и мала хигроскопност,
- висока термичка стабилност,
- одсуство токсичности и сколоности ка експлозији у току израде и експлоатације, као и мала корозиона активност.

Амонијум перхлорат је данас основни оксидатор у савременим композитним погонским материјама. Остварене вредности специфичног импулса су до 2500 Ns/kg. Продукти сагоревања погонских материја са високим садржајем перхлората на излазу из млазника су бездимни, али са влажном атмосфером образују маглу која садржи хлороводоничну киселину. Основни недостатак амонијум перхлората је недовољна стабилност.

Перформансе композитних погонских материја могу се знатно побољшати додавањем високоенергетских металних елемената као што су алуминијум и магнезијум у праху. У зависности од природе примењеног горива – везива, механичке особине могу да варирају од врло тврдих и кртих, до меких и еластичних.

Пуњења од композитних погонских материја праве се углавном поступком ливења и то било ливењем у калуп или ливењем директно у комору мотора.

После пресовања или ливења погонске материје ради добијања коначног облика и димензија пуњења, следи цео низ операција као што су сечење, бушење, обрада и контрола. Једна од најважнијих операција је инхибисање – израда несагоривог слоја на оном делу површине пуњења где је сагоревање непожељно.

За двобазне погонске материје као инхибитори се најчешће примењују етил или ацетил целулоза. За пресовање пуњења користи се инхибитор у облику траке, плоче или се лије у жељеном облику па се лепи за пуњење.

За композитне погонске материје показао се као погодан инхибитор састављен од горива са инертним пуниоцем који замењује оксидатор. Течни инхибитор може се на пуњење нанети слично бојењу, четком или пиштољем.

3.2. Сагоревање чврстих ракетних горива

Сагоревање чврстих погонских материја одвија се нормално на површину сагоревања. Ако је пуњење хомогено сагоревање се обавља по паралелним слојевима. Брзина сагоревања r дефинише се као растојање које у јединици времена пређе фронт пламена управно на слободну површину пуњења. Ова брзина је знатно мања од брзине детонационог таласа и креће се у границама од 0.025 до 25 cm/s.

Брзина сагоревања може се у општем облику изразити као функција кључних параметара процеса сагоревања:

$$r = f(p, T_0, \frac{dp}{dt}, \bar{a}, \rho \bar{v}, \dots)$$

где је p – притисак продуката сагоревања,
 T_0 – почетна температура погонског пуњења (амбијентална температура),
 dp/dt – градијент притиска,
 \bar{a} – убрзање пуњења, односно ракетног мотора,
 $\rho \bar{v}$ – специфични масени проток продуката сагоревања код њиховог аксијалног струјања – појава тзв. ерозивног сагоревања.

Доминантан утицај на вредност брзине сагоревања има притисак и ова зависност се изражава у облику познатог Saint-Robert-овог закона:

$$r = bp^n,$$

Где је параметар b функција почетне температуре пуњења, док се константа n назива индекс сагоревања и представља карактеристику ракетног горива. Из разлога стабилности, експонент n мора увек бити мањи од 1.

За композитне погонске материје користи се закон сагоревања који гласи:

$$r = \frac{p}{a + bp^{2/3}},$$

при чему параметри a и b представљају карактеристике композитног ракетног горива.

Утицај почетне температуре пуњења на брзину сагоревања најчешће се моделира применом следеће емпиријски одређене зависности

$$b = b_0 \exp[\sigma_p (T_{p0} - T_{00})],$$

где је b_0 – вредност коефицијента b за референтну температуру T_{00} (обично 15 или 20°C),
 σ_p – константа за одређену погонску материју која карактерише њену температурску осетљивост; овај параметар указује на релативну промену брзине сагоревања при промени почетне температуре пуњења за 1°C.

3.2.1. Ерозивно сагоревање

Само код погонских пуњења са чеоним сагоревањем одвођење гасова се врши нормално на површину сагоревања. У осталим случајевима гасови се крећу паралелно са површином сагоревања. Ово струјање утиче на брзину сагоревања и она се повећава са повећањем брзине гасова дуж површине сагоревања. Овај феномен се назива ерозивно сагоревање. Постоји више модела којима се квантификује ова појава. Укупна брзина сагоревања r се може писати у облику:

$$r = r_0 + r_e,$$

где су r_0 и r_e основна брзина горења, односно компонента брзине настала услед утицаја ерозивног сагоревања.

Према моделу Lenior-а и Robillard-а ерозивна компонента брзине је одређена са:

$$r_e = \alpha \frac{G^{0.8}}{d^{0.2}} \exp\left(-\beta \frac{\rho_p r_0}{G}\right),$$

При чему је: d – хидраулични пречник канала пуњења у одговарајућем пресеку, који се одређује према релацији

$$d = \frac{4A_p}{P},$$

где је A_p површина проточног пресека канала, док је P обим (периметар) канала;
 G – специфични масени проток у одговарајућем пресеку, који се одређује према

$$G = \frac{\dot{m}}{A_p} = \rho v,$$

α и β – карактеристике погонске материје.

Према емпиријском моделу Виљунова, ерозивна компонента брзине сагоревања одређена је релацијом

$$r_e = k_0 \left(\frac{\rho \xi^{0.5} v}{\rho_g r_0} - J^* \right),$$

при чему је: ξ – коефицијент трења продуката сагоревања, који се одређује изразом

$$\xi = 0.0032 + \frac{0.221}{\text{Re}^{0.237}},$$

где је Re Reynolds-ов број за струјање у каналу пуњења $\text{Re} = \frac{vd\rho}{\mu}$, док се коефицијент

вискозности продуката сагоревања може одредити на основу релације

$$\mu = 8.7 \cdot 10^{-8} M^{0.5} T^{0.65} \quad (M - \text{моларна маса, } T - \text{температура продуката сагоревања});$$

k_0 и J^* - карактеристике погонске материје.

Физички се повећање брзине сагоревања интерпретира повећањем преноса топлоте конвекцијом услед велике брзине струјања гасова преко површине сагоревања. Постојање граничне брзине струјања испод које нема утицаја ерозије може се објаснити тиме што на тој брзини долази до прелаза ламинарног граничног слоја у турбулентни, што одговара знатном повећању коефицијента конвекције.

3.3. Основна унутрашњебалистичка једначина ракетног мотора

„Унутрашњебалистичка“ једначина дефинише промену притиска унутар коморе сагоревања ракетног мотора.

Полазимо од закона о одржању масе и применом елементарних зависности коју су раније изведене долазимо до коначне диференцијалне једначине која дефинише промену притиска у комори сагоревања ракетног мотора:

$$m_g = m_k + m \Rightarrow \dot{m}_g = \dot{m}_k + \dot{m}$$

$$\rho_g S_b \frac{dw}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho V) + \frac{p A_{kr}}{c^*} \quad (p \equiv p_0)$$

$$\rho_g S_b r = V \frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{dV}{dt} + \frac{p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow$$

$$\rho_g S_b r = V \frac{d}{dt} \left(\frac{p}{RT} \right) + \rho S_b r + \frac{p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow$$

$$S_b r (\rho_g - \rho) = \frac{V}{RT} \frac{dp}{dt} + \frac{p A_{kr}}{c^*} \quad (\rho_g \gg \rho) \Rightarrow$$

$$\boxed{\frac{V}{RT} \frac{dp}{dt} = \rho_g S_b r - \frac{p A_{kr}}{c^*}}$$

Последња једначина представља основни закон промене притиска у ракетном мотору, под условом да су притисак и брзина сагоревања хомогени у сваком тренутку по целој запремини мотора, односно на целој површини сагоревања.

3.3.1. Равнотежни притисак

У стационарним (временски усталим) условима важи:

$$p \approx \text{const.}, S_b \approx \text{const.} \Rightarrow \frac{dp}{dt} = 0$$

Ако се има у виду закон брзине сагоревања Saint-Roberta

$$r = b p^n$$

општа једначина трансформише се у облик

$$\rho_g S_b b p^n = \frac{p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow \boxed{p = \left(\rho_g c^* b \frac{S_b}{A_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-n}}}$$

Параметар $K_I = \frac{S_b}{A_{kr}}$ назива се први фактор геометријске сличности којим се управља вредношћу жељеног притиска у комори p .

3.3.2. Почетни пораст притиска

Основна унутрашњебалистичка једначина може се написати у облику

$$\frac{V}{\Gamma^2} \frac{dp}{dt} = c^* A_{kr} \left(\rho_g c^* K_I b p^n - p \right),$$

Одакле се добија диференцијална једначина

$$dt = \frac{V}{\Gamma^2 c^* A_{kr}} \frac{dp}{p \left(\rho_g c^* K_I b p^{n-1} - 1 \right)}.$$

Ова једначина може да се интегрирали ако су задовољени следећи услови:

- почетни пораст притиска је довољно брз да се може сматрати да се слободна запремина коморе V не мења, односно да је једнака почетној вредности,
- притисак припаљивања p_{cp} траје довољно дуго да се постигне потпуно припаљивање пуњења, овај притисак је мањи од равнотежног притиска p_c ,
- карактеристична брзина c^* је константна.

Интеграцијом последње једначине добија се време пораста притиска од притиска припаљивања p_{cp} до равнотежног притиска p_c , добија се:

$$t = \frac{1}{1-n} \frac{V}{\Gamma^2 c^* A_{kr}} \log \frac{\rho_g c^* K_I b - p_{cp}^{1-n}}{\rho_g c^* K_I b - p_c^{1-n}}.$$

Мада се математички вредност равнотежног притиска достиже тек после бесконачно дугог времена, пораст притиска је врло стрм и може се показати да је време достизања 95% или 99% стационарне вредности веома кратко. Ово време се може смањити повећавањем степена пуњења (односно смањивањем слободне запремине V) или постављањем чепа (мембране) у грлу млазника који се распрскава на приближно равнотежном притиску.

3.3.3. Завршни пад притиска

Када на крају сагоревања површина горења опада нагло, али на начин који се може предвидети, онда количина продуката сагоревања још представља знатан део протока кроз млазник па се основна унутрашњебалистичка диференцијална једначина за притиска у комори мотора још може користити. То је случај када је пуњење залепљено за зид. Знатно комплекснији је случај када је пуњење само локално ослоњено на решетку и ломи се на крају сагоревања. Чак и ако се занемари одговарајући пораст притиска на крају сагоревања до кога често долази и претпоставимо да се несагорели део пуњења тренутно избацити кроз млазник, не може се одредити тачно решење јер температура гаса у комори опада заједно са притиском, али долази до интензивног преноса топлоте са топлих зидова. Ако као грубу апроксимацију претпоставимо да температура гаса у комори остаје константна, за крај сагоревања ($S_b=0$) се може писати једначина:

$$\frac{dp}{p} = - \frac{\Gamma^2 A_{kr} c^*}{V_k} dt,$$

чије решење гласи

$$p_c = p_{ck} \exp \left(- \frac{\Gamma^2 A_{kr} c^*}{V_k} (t - t_k) \right).$$

У последњој релацији је:

p_{ck} – крајњи равнотежни притисак непосредно пре лома пуњења,

V_k – крајња запремина коморе,

t_k – тренутак лома пуњења.

Последња једначина указује да је пад притиска у комори на крају рада практично експоненцијалан.

3.4. Температурски коефицијенти ракетног мотора

Раније смо указали да почетна (амбијентална) температура погонског пуњења утиче на брзину сагоревања. Температурски коефицијенти у ширем смислу дефинишу температурску осетљивост појединих параметара ракетног мотора. Коефицијент температурске осетљивости ма ког параметра ракетног мотора x , при чему се вредност неког другог параметра y не мења, дефинише се на следећи начин:

$$(\pi_x)_y = \frac{1}{x} \left(\frac{\partial x}{\partial T} \right)_y.$$

Из претходне дефиниције се види да коефицијент температурске осетљивости увек има јединицу $1/K$ и да представља релативну (процентуалну) промену разматраног параметра мотора (x) при

јединичној (апсолутној) промени температуре. Нпр. вредност коефицијента температурске осетљивости од 0.006 1/К значи да ће се вредност разматраног параметра ракетног мотора (нпр. притиска) повећати за 0.6% при порасту амбијенталне температуре за 1К, односно 1°C. Коефицијент температурске осетљивости брзине сагоревања r при константном притиску p , који се означава са $(\pi_r)_p$, лако се одређује имајући у виду основну зависност

$$r = r_0 e^{\sigma_p (T_{p0} - T_{00})}.$$

Једноставно се показује да је

$$(\pi_r)_p = \frac{1}{r} \left(\frac{\partial r}{\partial T} \right)_p = \sigma_p.$$

С обзиром да у реалним условима употребе вредност притиска није константна, већ је у стационарном стању одређена раније изведеном зависношћу

$$p = \left(\rho_g b c^* \frac{S_b}{A_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-n}} = \left(\rho_g b_0 e^{\sigma_p (T_{p0} - T_{00})} c^* K_I \right)^{\frac{1}{1-n}},$$

интересентно је одредити вредност коефицијента температурске осетљивости притиска $(\pi_p)_{K_I}$ при константној геометрији мотора ($K_I = S_b/A_{kr} = \text{const.}$). Имајући у виду претходну зависност притиска од амбијенталне температуре може се показати да је:

$$(\pi_p)_{K_I} = \frac{1}{p} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n}.$$

Важно је такође одредити коефицијент температурске зависности брзине сагоревања r , $(\pi_r)_{K_I}$, при непромењеној геометрији мотора. Комбиновањем израза за брзину сагоревања и равнотежни притисак може се показати да важи следећа зависност

$$r = C e^{\frac{\sigma_p}{1-n} (T_{p0} - T_{00})},$$

на основу чега се једноставно показује да важи

$$(\pi_r)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n}.$$

Може се, дакле, коначно писати

$$(\pi_p)_{K_I} = (\pi_r)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n} = \frac{(\pi_r)_p}{1-n}.$$

3.4. Облици пуњења ракетних мотора

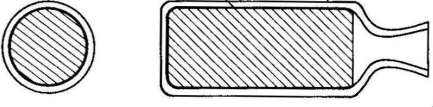
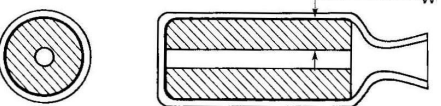
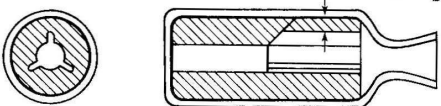





Као што се види из основне једначине притиска у комори ракетног мотора, сам облик (геометријска конфигурација) погонског пуњења дефинише површину сагоревања S_b а тиме и притисак у комори, као и потисак ракетног мотора. Стога су у Табели 3.1 наведене основне геометријске конфигурације погонских пуњења и дате су њихове најважније карактеристике. Основни квантитативни параметри пуњења су:

$w_f = \frac{w}{R}$ - релативна дебљина свода,

L/D - виткост цилиндричног пуњења,

$V_f = \frac{V_p}{V_c}$ - запремински удео погонске материје у запремини коморе,

Табела 3.1. Основне геометријске конфигурације погонских пуњења и њихове карактеристике

	Конфигурација	w_f	L/D	V_f	Крива потиска
1.		>1	---	$0.90 \dot{=} 0.98$	
2.		$0.5 \dot{=} 0.9$	$1 \dot{=} 4$	$0.80 \dot{=} 0.95$	
3.		$0.5 \dot{=} 0.9$	$1 \dot{=} 4$	$0.80 \dot{=} 0.95$	
4.		$0.3 \dot{=} 0.6$	---	$0.75 \dot{=} 0.85$	
5.	" " " " 	$0.2 \dot{=} 0.3$	---	$0.55 \dot{=} 0.70$	
6.		$0.1 \dot{=} 0.3$	---	$0.65 \dots 0.85$	/
7.	"Dog bone" 	$0.2 \dots 0.3$	---	$0.60 \dots 0.85$	
8.		$0.1 \dots 0.2$	$1 \dots 2$	$0.55 \dots 0.70$	

Такође су не мање значајне и следеће квалитативне карактеристике геометријске конфигурације погонског пуњења:

- карактер криве притиска, односно потиска (прогресивна, неутрална, дегресивна промена или нека њихова комбинација),
- положај центра масе погонског пуњења и његово померање у току сагоревања,
- утицај геометрије пуњења на загревање зидова коморе мотора,
- чврстоћа пуњења, технологичност, итд.

3.5. Одабрани примери

П.3.1. Анализирати утицај параметра n у закону сагоревања на стабилност притиска у комори ракетног мотора.

Решење:

Изрази за генерисану масу продуката сагоревања и масени проток кроз млазник

$$\dot{m}_g = \rho_g S_b b p^n$$

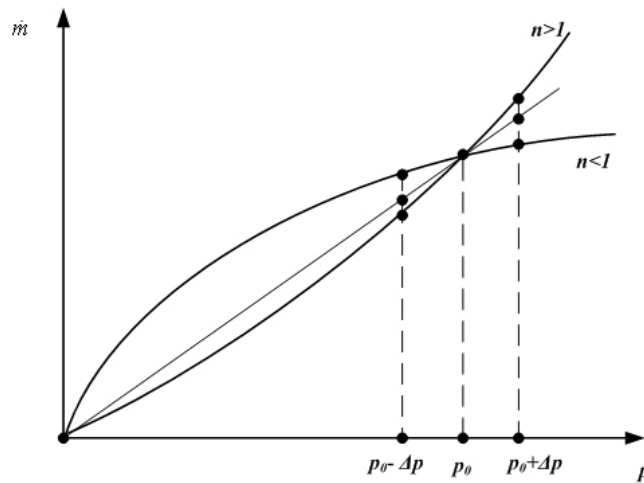
$$\dot{m} = \frac{A_{kr}}{c^*} p$$

$$n > 1; \Delta p \nearrow \Rightarrow \dot{m}_g > \dot{m} \Rightarrow \Delta p \nearrow \Rightarrow$$

$$\Delta p \searrow \Rightarrow \dot{m}_g < \dot{m} \Rightarrow \Delta p \searrow \Rightarrow$$

$$n < 1; \Delta p \nearrow \Rightarrow \dot{m}_g < \dot{m} \Rightarrow \Delta p \searrow \Rightarrow$$

$$\Delta p \searrow \Rightarrow \dot{m}_g > \dot{m} \Rightarrow \Delta p \nearrow \Rightarrow$$



Уз задатак П.3.1

П.3.2. На основу измереног притиска у експерименталном мотору $p=p(t)$, одредити параметре закона сагоревања ракетног горива (b, n).

Решење:

$r = bp^n$ Saint Robert-ов закон

$$c^* = \frac{pA_{kr}}{\dot{m}} = \frac{I_p A_{kr}}{m_g}$$

слично важи и за припалу:

$$c_p^* = \frac{I_{pp} A_{kr}}{m_p}$$

У неком тренутку t_1 важи:

$$I_{p1} = I_{pp} + I_{pg} = \frac{m_p c_p^*}{A_{kr}} + I_{pg} \Rightarrow$$

$$I_{pg} = I_{p1} - \frac{m_p c_p^*}{A_{kr}}$$

Собзиром да је позната геометрија пуњења следи

$$m_g = \frac{I_{pg} A_{kr}}{c^*} = \frac{\pi}{4} \rho_g L (d_1^2 - d_0^2) \Rightarrow d_1 = \sqrt{d_0^2 + \frac{4m_g}{\pi \rho_g L}}$$

Сада се разматра сагоревање горива после тренутка t_1 :

$$c^* = \frac{I_p A_{kr}}{m_g}$$

$$I_p = \int_{t_i}^{t_{i+1}} p dt \quad (\text{одређује се нумерички})$$

$$m_g = \frac{I_p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow \frac{\pi}{4} \rho_g L (d_{i+1}^2 - d_i^2) = \frac{I_p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow d_{i+1} = \sqrt{d_i^2 + \frac{4I_p A_{kr}}{\pi \rho_g L c^*}}$$

$$r_i = \frac{\Delta w}{\Delta t} = \frac{d_{i+1} - d_i}{2\Delta t}$$

Сада се могу фомирати парови (p_i, r_i) који одговарају Saint-Robert-овом закону у логаритмаским координатама

$$\ln r = \ln b + n \ln p$$

Методом најмањих квадрата одређују се параметри праве

$$y = Ax + B$$

који најбоље одговарају добијеним експерименталним подацима.

Коначно, тражена вредност параметара у закону сагоревања је

$$n = A, \quad b = e^B$$

П.3.3. У експерименталном мотору измерене су вредности притиска у комори ($p_{00}=45$ bar) при стандардној температури околине $T_{00}=15^\circ\text{C}$, као и притисак ($p_{p0}=84$ bar) при температури различитој од стандардне $T_{p0}=40^\circ\text{C}$. Одредити вредност коефицијента температурске остелјивости σ_p .

Решење:

Утицај почетне температуре на брзину сагоревања:

$$r = bp^n, \quad b = b_0 e^{\sigma_p (T_{p0} - T_{00})}$$

Основна унутрашњебалистичка једначина за ракетни мотор

$$p = \left(\rho_p c * b \frac{S_b}{A_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-n}} = Z b^{\frac{1}{1-n}}, \quad Z = \left(\rho_p c * \frac{S_b}{A_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

$$T_{00} \Rightarrow p_{00} = Z [b(T_{00})]^{\frac{1}{1-n}} = Z b_0^{\frac{1}{1-n}}$$

$$T_{p0} \Rightarrow p_{p0} = Z [b(T_{p0})]^{\frac{1}{1-n}} = Z \left[b_0 e^{\sigma_p (T_{p0} - T_{00})} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

Дељењем претходна два израза добија се

$$\frac{p_{p0}}{p_{00}} = \left[e^{\sigma_p (T_{p0} - T_{00})} \right]^{\frac{1}{1-n}} \Rightarrow \ln \frac{p_{p0}}{p_{00}} = \frac{\sigma_p}{1-n} (T_{p0} - T_{00})$$

$$\sigma_p = (1-n) \frac{\ln \frac{p_{p0}}{p_{00}}}{T_{p0} - T_{00}}$$

На основу измерених вредности притиска и температуре лако се израчунава коефицијент температурске осетљивости

$$\sigma_p = (1-0.8) \frac{\ln \frac{84}{45}}{40-15} = 0.005 \frac{1}{K}$$

П.3.4. За колико процената ће се променити номинални притисак у комори ракетног мотора ако се амбијентална температура употребе мотора промени за -45, -15, +15, +35 °C? Коефицијент температурске осетљивости брзине сагоревања је $\sigma_p=0.005$ 1/K, док је експонент у закону брзине сагоревања $n=0.5$.

Решење:

Показали смо да важи

$$(\pi_p)_{K_I} = \frac{1}{p} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n}.$$

Ако се одговарајућа диференцијална једначина

$$\frac{dp}{p} = (\pi_p)_{K_I} dT$$

реши имајући у виду граничне услове: за $T=T_{00}$, $p=p_{00}$, односно за $T=T_{p0}$, $p=p_{p0}$, добија се

$$\frac{p_{p0}}{p_{00}} = e^{(\pi_p)_{K_I} \Delta T}.$$

С обзиром да је

$$(\pi_p)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n} = \frac{0.005}{1-0.5} = 0.01 \frac{1}{K},$$

добија се коначно

$$\frac{p_{p0}}{p_{00}} = e^{0.01 \Delta T} = \begin{cases} 0.64, & \text{за } \Delta T = -45 \text{ K} \\ 0.86, & \text{за } \Delta T = -15 \text{ K} \\ 1.16, & \text{за } \Delta T = 15 \text{ K} \\ 1.41, & \text{за } \Delta T = 35 \text{ K} \end{cases}$$

П.3.5. За погонско пуњење ракетног мотора са неутралном кривом притиска, вредност коефицијента температурске осетљивости је $\sigma_p = 0.007 \text{ 1/K}$, док је експонент притиска $n = 0.3$. Брзина сагоревања при стандардној почетној температури $t_0 = 20^\circ\text{C}$ је $r_0 = 8 \text{ mm/s}$. Радни притисак у комори мотора је $p_0 = 100 \text{ bar}$, а номинално време рада мотора је $t_0 = 5 \text{ s}$. Израчунати промену притиска у комори РМ, брзине сагоревања и времена рада мотора, при амбијенталним температурама $t_1 = 40^\circ\text{C}$ и $t_2 = -20^\circ\text{C}$.

Решење:

Температурска осетљивост притиска се може израчунати према:

$$(\pi_p)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n} = \frac{0.007}{1-0.3} = 0.01 \text{ K}^{-1}.$$

Показано је да важи:

$$\frac{p_{p0}}{p_{00}} = e^{(\pi_p)_{K_I} \Delta T} = e^{0.01 \Delta T} = \begin{cases} 1.22, & \text{за } T_{p0} = 40^\circ\text{C}, \text{ тј. } \Delta T = 20^\circ\text{C} \\ 0.67, & \text{за } T_{p0} = -20^\circ\text{C}, \text{ тј. } \Delta T = -40^\circ\text{C} \end{cases}$$

Одавде је

$$\begin{aligned} p_1 &= 1.22 p_0 = 1.22 \cdot 100 = 122 \text{ bar} \\ p_2 &= 0.67 p_0 = 0.67 \cdot 100 = 67 \text{ bar} \end{aligned}$$

Уочимо грешку која се прави линеаризацијом диференцијалне једначине која дефинише температурску зависност притиска. Наиме, ако претпоставимо да се диференцијална једначина

$$\frac{dp}{p} = (\pi_p)_{K_I} dT$$

може решити линеаризацијом, тада је

$$\frac{\Delta p}{p} = (\pi_p)_{K_I} \Delta T \Rightarrow \Delta p = p (\pi_p)_{K_I} \Delta T$$

односно

$$\begin{aligned} \Delta p_1 &= 100 \cdot 0.01 \cdot 20 = 20^\circ\text{C} \\ \Delta p_2 &= 100 \cdot 0.01 \cdot (-40) = -40^\circ\text{C} \end{aligned}$$

и коначно

$$\begin{aligned} p_1 &= p_0 + \Delta p_1 = 100 + 20 = 120 \text{ bar} \\ p_2 &= p_0 + \Delta p_2 = 100 - 40 = 60 \text{ bar} \end{aligned}$$

Уочавамо да се линеаризацијом чини грешка која очекивано расте са порастом разлике температура. Слично, може се показати да се промена брзине сагоревања може израчунати према релацији

$$\frac{r_{p0}}{r_{00}} = e^{(\pi_r)_{K_I} \Delta T} = e^{0.01 \Delta T} = \begin{cases} 1.22, & \text{за } T_{p0} = 40^\circ\text{C}, \text{ тј. } \Delta T = 20^\circ\text{C} \\ 0.67, & \text{за } T_{p0} = -20^\circ\text{C}, \text{ тј. } \Delta T = -40^\circ\text{C} \end{cases}$$

где је

$$(\pi_r)_{K_I} = (\pi_p)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n}.$$

Нове вредности брзине сагоревања су:

$$\begin{aligned} r_1 &= 1.22 r_0 = 1.22 \cdot 8 = 9.79 \text{ mm/s} \\ r_2 &= 0.67 r_0 = 0.67 \cdot 8 = 5.36 \text{ mm/s} \end{aligned}$$

Промењене вредности времена рада мотора могу се израчунати из услова да је дебљина свода пуњења непромењена, тј.

$$w = r_0 \tau_0 = r_1 \tau_1 = r_2 \tau_2 = \text{const.}$$

Одавде следи

$$\tau_1 = \frac{r_0 \tau_0}{r_1} = \frac{8 \cdot 5}{9.76} = 4.10 \text{ s}$$

$$\tau_2 = \frac{r_0 \tau_0}{r_2} = \frac{8 \cdot 5}{5.36} = 7.46 \text{ s}$$

Време рада мотора на промењеним амбијенталним температурама такође се може одредити коришћењем услова о константном импулсу притиска (односно карактеристичној брзини) ракетног мотора.

П.3.6. Да ли је са становишта минимизације температурске осетљивости притиска и осетљивости притиска на промену параметра геометријске сличности K_I повољнија мања или већа вредност експонента n у закону брзине горења. Нацртати временске промене притиска и потиска за различите вредности температуре употребе.

Решење:

Коефицијент температурске осетљивости притиска при константној геометрији

$$(\pi_p)_{K_I} = \frac{\sigma_p}{1-n},$$

указује да ако желимо мале вредности ове осетљивости, пожељне су мале вредности параметра σ_p , као и *мале вредности експонента n* .

Са друге стране, из израза за равнотежни притисак

$$p = (\rho_g b c^* \frac{S_b}{A_{kr}})^{\frac{1}{1-n}} = B K_I^{\frac{1}{1-n}},$$

добива се однос релативне промене равнотежног притиска коју изазива извесна промена фактора геометријске сличности K_I у облику:

$$\frac{dp}{p} = \frac{1}{1-n} \frac{dK_I}{K_I}.$$

Из последње релације је јасно да је пожељно да вредност експонента n буде што мања.

Конечно, ако размотримо основну форму закона брзине сагоревања Saint-Roberta

$$r = b p^n,$$

јасно је да је идеално да вредност експонента n ($0 \leq n < 1$) буде $n=0$ (плато ефекат).

Конечно се закључује да је са свих анализираних аспеката пожељно да параметри σ_p и n буду што мањи.

Ако размотримо рад мотора при амбијенталној температури T_{p0} већој од стандардне T_{00} , тада је очигледно брзина горења на новој температури повећана

$$r_{p0} > r_{00},$$

али је с обзиром на непромењен свод време горења сразмерно краће

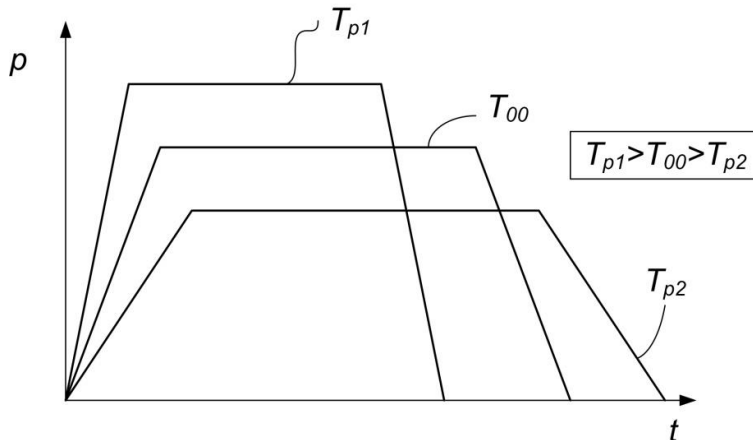
$$t_g = \frac{w}{r} \Rightarrow t_{g,00} > t_{g,p0}.$$

Такође, јасно је да се равнотежни притисак (као и потисак) повећава, али импулс притиска остаје непромењен.

$$I_p = \int_0^{t_g} p dt = \text{const.}$$

Сасвим аналогно, на температурама употребе нижим од стандардне, брзина горења и притисак опадају, али се време сагоревања пуњења повећава.

На дијаграму су приказане промене притиска (и потиска) у функцији времена при различитим температурама употребе.



Уз задатак П.3.6

П.3.7. Утицај почетне температуре ракетног горива на брзину сагоревања даје се у облику

$$r = r_0 \frac{B}{B - \Delta T}, \quad (*)$$

за двобазна горива, као и облику

$$r = r_0 \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{\Delta T}{u}}}, \quad (**)$$

за композитна горива, при чему су B и u одговарајући параметри карактеристични за одређено гориво. У којим је случајевима основна експоненцијална зависност температурске осетљивости

$$r = r_0 e^{\sigma_p \Delta T}$$

сагласна са наведеним законима. Наћи везу између B , u и σ_p .

Решење:

Основни закон:

$$r = b_0 e^{\sigma_p \Delta T} p^n = r_0 e^{\sigma_p \Delta T}, \quad \Delta T = T_{p0} - T_{00}, \quad r_0 = b_0 p^n.$$

Развијањем експоненцијалне функције у McLaurient-ов ред:

$$f(x) = f(0) + \frac{f'(0)}{1!}x + \frac{f''(0)}{2!}x^2 + \dots + \frac{f^{(n)}(0)}{n!}x^n + \dots$$

за $f(x) = e^x$, добија се

$$f(x) = 1 + x + \frac{x^2}{2!} + \frac{x^3}{3!} + \dots$$

Стога се може писати

$$\frac{r}{r_0} = e^{\sigma_p \Delta T} = 1 + (\sigma_p \Delta T) + \frac{1}{2}(\sigma_p \Delta T)^2 + \frac{1}{6}(\sigma_p \Delta T)^3 + \dots$$

Ако је $\sigma_p \Delta T \ll 1$ може се сматрати да је

$$\frac{r}{r_0} = e^{\sigma_p \Delta T} \approx 1 + (\sigma_p \Delta T). \quad (***)$$

Како $\sigma_p \in [0.001 \dots 0.008] \frac{1}{K}$, да би претходна претпоставка важила потребно је да промена температуре буде релативно мала $\Delta T < 25^\circ C$.

Даље се може писати

$$\frac{r}{r_0} = 1 + (\sigma_p \Delta T) \approx \frac{1}{1 - (\sigma_p \Delta T)} = \frac{\frac{1}{\sigma_p}}{\frac{1}{\sigma_p} - \Delta T}.$$

Последња релација је идентична изразу (*), при чему је $B = \frac{1}{\sigma_p}$, $B \in [125 \dots 1000] K$.

Ако је промена температуре ΔT релативно мала, израз (**) се може трансформисати:

$$\frac{r}{r_0} = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{\Delta T}{u}}} = \left(1 - \frac{\Delta T}{u}\right)^{-\frac{1}{2}} \approx 1 + \frac{1}{2} \frac{\Delta T}{u} + \dots$$

Последња релација је еквивалентна изразу (**), па су одговарајући закони еквивалентни за мале промене амбијенталне температуре, при чему је $\sigma_p = \frac{1}{2u} \Rightarrow u = \frac{1}{2\sigma_p} \Rightarrow u \in [60 \dots 500] K$.

П.3.8. Одредити брзину горења ракетног горива, узимајући у обзир и ефекат ерозивног сагоревања. Познате су следеће карактеристике горива:

- параметри у Saint-Robert-овом закону сагоревања $b=1.8279 \cdot 10^{-5}$, $n=0.4$,
- густина пуњења $\rho_p=1750 \text{ kg/m}^3$,
- карактеристична брзина $c^*=1520 \text{ Ns/kg}$,
- параметри у моделу Lenoir-Robillard-a - $\alpha=2.15 \cdot 10^{-5}$, $\theta=89$.

Унутрашњи пречник цилиндричног пуњења је $d=50 \text{ mm}$, док је критични пречник млазника $d_{kr}=30 \text{ mm}$. Радни притисак у комори мотора је 70 bar .

Решење:

Укупна брзина горења одређена је релацијом:

$$r = r_0 + r_e,$$

где су

$r_0 = bp^n$, основна брзина горења према релацији Saint Roberta,

$r_e = \alpha \frac{G^{0.8}}{d^{0.2}} \exp\left(-\beta \frac{\rho_p r_0}{G}\right)$, ерозивна компонента брзине горења према моделу Lenoir-Robillard, при

чему је $G = \rho v$.

У конкретном примеру је:

$$r_0 = bp^n = 1.8279 \cdot 10^{-5} \cdot (70 \cdot 10^5)^{0.4} = 0.01 \text{ m/s}$$

$$G = \rho v = \frac{\dot{m}}{A} = \frac{p A_{kr}}{c^* A} = \frac{p}{c^*} \left(\frac{d_{kr}}{d} \right)^2 = \frac{70 \cdot 10^5}{1520} \cdot \left(\frac{30}{50} \right)^2 = 1657.9 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2 \text{s}}$$

$$r_e = 2.15 \cdot 10^{-5} \frac{1657.9^{0.8}}{0.05^{0.2}} \exp \left(-89 \cdot \frac{1750 \cdot 0.01}{1657.9} \right) = 0.00575 \text{ m/s}$$

$$r = r_0 + r_e = 0.01 + 0.00575 = 0.01575 \text{ m/s}$$

П.3.9. Одредити површину горења цилиндричног пуњења које је инхибисано са спољашње стране. Анализирати карактер промене површине горења.

e – сагорела дебљина, w – дебљина свода пуњења

$$w = \frac{D_p - D_m}{2}, \quad e \in [0, w]$$

N_g – број горућих површина

$$S_b(e) = 2\pi(R_m + e)(L_p - N_g e) + N_g \left[\frac{\pi}{4} D_p^2 - \pi(R_m + e)^2 \right]$$

1. $N_g=0$

$$S_b(e) = 2\pi(R_m + e)L_p$$

$$\frac{dS_b}{de} = 2\pi L_p > 0$$

2. $N_g=1$

$$S_b(e) = 2\pi(R_m + e)(L_p - e) + \left[\frac{\pi}{4} D_p^2 - \pi(R_m + e)^2 \right]$$

$$\frac{dS_b}{de} = 2\pi(L_p - R_m - 2e) - 2\pi(R_m + e) = 2\pi(L_p - 2R_m - 3e) = \begin{cases} 2\pi(L_p - D_m), & e=0 \\ 2\pi(L_p - D_m - 3w) > 0, & e=w \end{cases}$$

3. $N_g=2$

$$S_b(e) = 2\pi(R_m + e)(L_p - 2e) + 2 \left[\frac{\pi}{4} D_p^2 - \pi(R_m + e)^2 \right]$$

$$\frac{dS_b}{de} = 2\pi(L_p - 2R_m - 4e) - 4\pi(R_m + e) = 2\pi(L_p - 4R_m - 6e)$$

Приближно неутрална површина горења може се добити из услова

$$S_b(e=0) = S_b(e=w)$$

$$2\pi R_m L_p + 2 \left[\frac{\pi}{4} D_p^2 - \pi R_m^2 \right] = 2\pi(R_m + w)(L_p - 2w) + 2 \left[\frac{\pi}{4} D_p^2 - \pi(R_m + w)^2 \right] \Rightarrow$$

$$L_p = 4R_m + 3w \Rightarrow \boxed{L_p = 2D_p - w}$$

У овом случају важи:

$$\frac{dS_b}{de} = 2\pi(L_p - 4R_m - 6e) = 2\pi(3w - 6e) = 6\pi(w - 2e)$$

П.3.10. Одредити вредност конструкционог параметра – угла η код звезда пуњења који обезбеђује неутралну криву притиска.

Решење:

Из израза за притисак у комори ракетних мотора

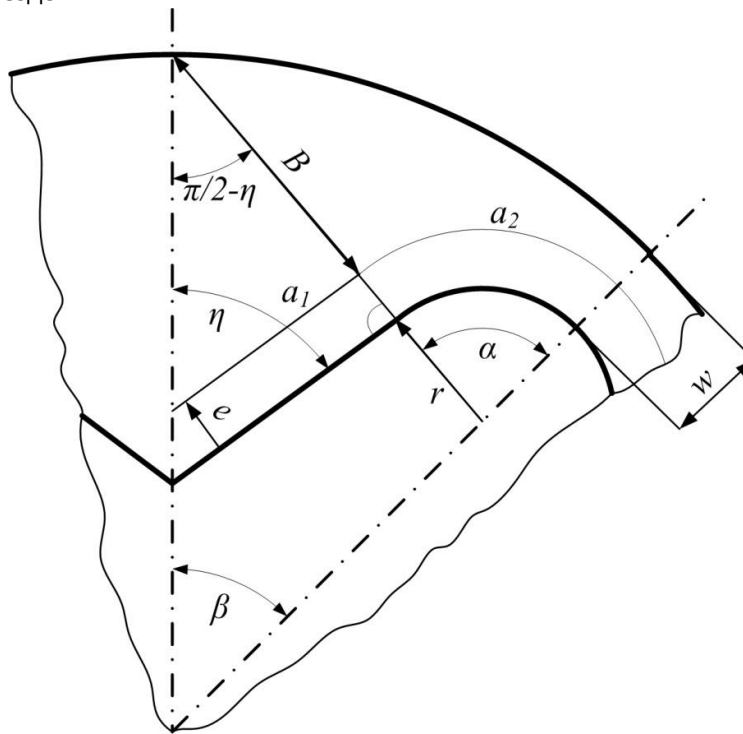
$$p = \left(\rho_g c^* b \frac{S_b}{A_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-n}} \Rightarrow \text{услов за неутралну криву притиска } S_b = \text{const.}$$

$$S_b = 2NL(a_1 + a_2)$$

$$a_1 = (B - e)\text{ctg}\eta, \quad a_2 = (r + e)\alpha$$

$$S_b = 2NL[(B - e)\text{ctg}\eta + (r + e)\alpha]$$

N – број кракова звезде.



Уз задатак П.3.10

Потражимо сада први извод функције $S_b(t)$ имајући у виду да је $N, L, B, r = \text{const.}$

$$\frac{dS_b}{dt} = 2NL(-\text{ctg}\eta + \alpha) \frac{de}{dt} = 0 \Rightarrow \text{ctg}\eta - \alpha = 0.$$

Са друге стране, углови α, β и η нису међусобно независни, јер важи релација

$$\alpha = \beta + \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right)$$

С обзиром да је

$$\beta = \frac{2\pi}{2N} = \frac{\pi}{N}$$

из претходног услова се добија зависност

$$\alpha = \frac{N+2}{N} \pi - \eta$$

одакле коначно следи услов који треба да задовољи угао η

$$\eta + \operatorname{ctg} \eta = \frac{N+2}{2N} \pi .$$

Нумеричким путем се једноставно добијају решења за различит број кракова N

	$\eta(^{\circ})$
N=4	28.22
N=6	33.53
N=8	37.31

4. РАКЕТНИ МОТОРИ СА ТЕЧНИМ ГОРИВОМ

4.1. Функционалне шеме ракетних мотора са течном погонском материјом

Ракетни мотор са течном погонском материјом састоји се од следећих главних склопова:

- коморе сагоревања са млазником која се често назива и комора мотора,
- резервоара са горивом и оксидатором,
- система за напајање којим се погонске материје из резервоара потискују у комору,
- система за пуштање мотора у рад, регулацију и искључивање.

Често се под појмом ракетни мотор подразумева само комора мотора са елементима система за напајање, стартовање, регулацију и искључивање који се мотором чине физичку целину, док је шири појам ракета погонска група која укључује још и резервоаре и остале елементе система.

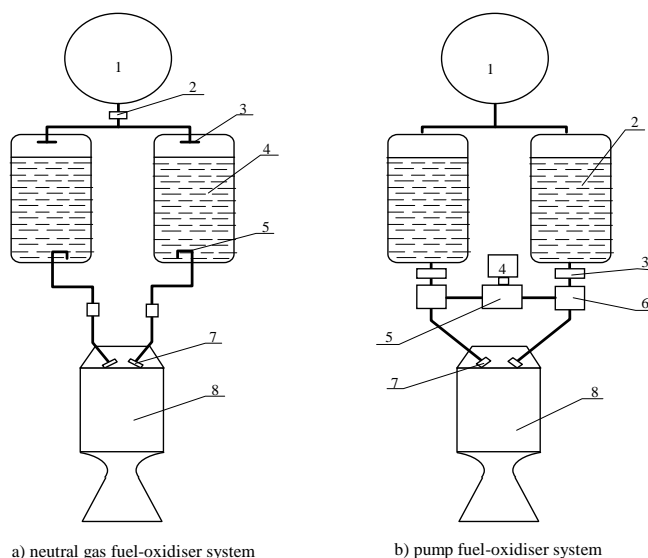
Гориво и оксидатор доводе се до коморе посебним водовима и тек у комори ступају у реакцију. Компоненте погонске материје уводе се у комору сагоревања кроз бризгаљке. Предњи део коморе у коме су распоређене бризгаљке назива се глава коморе или глава за убризгавање. Када гориво и оксидатор дођу у контакт долази до паљења било спонтано, уколико су самозапаљиви, било неким спољашним извором паљења (електрична свећица, пиропатрона и сл). После паљења првих количина горива и оксидатора у комори се успоставља стационарни режим: из млазника у јединици времена истиче количина гасова једнака количини гасова која се ствара сагоревањем погонских материја које су убризгане за исто време, тако да се одржава константан притисак у комори сагоревања.

Комора мотора је најчешће хлађена због високих температура продуката сагоревања које достижу вредност од 2000 до 4000°C. Као средство за хлађење служи једна од компонената погонске материје која, пре него што дође у главу мотора, пролази кроз кошуљицу за хлађење.

Притисак у комори сагоревања ракетног мотора на течном гориву износи обично од 20 до 50 bar, па и више. Отуда је јасно да компоненте погонске материје могу бити убризгане у комору само ако се налазе под притиском који је већи од притиска у комори. Повећање притиска погонских материја обавља се помоћу система за напајање. Начин напајања је једна од основних карактеристика погонске групе. Разликујемо две врсте напајања:

- истискивање под притиском неутралног гаса, и
- помоћу турбопумпи.

Две основне концепције ракетних мотора са течном погонском материјом шематски су приказане на слици 4.1.



Слика 4.1. Две основне концепције ракетних мотора са течном погонском материјом: а) систем са напајањем под притиском неутралног гаса, б) систем са напајањем помоћу турбопумпи

Код система са напајањем под притиском неутралног гаса (сл. 4.1а), пре пуштања у рад затворени су вентили (6) и у резервоарима влада атмосферски притисак. У моменту пуштања мотора у рад уређај за производњу гаса – гасогенератор или резервоар сабијеног гаса (1) преко регулатора (2) и цевовода (3) снабдева резервоаре за гориво и оксидатор (4) гасом под притиском. Отварају се вентили (6) и компоненте се преко цевовода (5) убризгавају у комору сагоревања (8).

Уређаји за стварање гаса под притиском називају се гасогенератори и у њима се гасови стварају сагоревањем чврстих или течних материја, или се просто састоје од резервоара неутралног гаса под високим притиском (200 до 300 bar). Притисак у резервоарима мора бити већи од притиска у комори сагоревања за онолико колико износе губици у цевоводима, вентилима и бризгаљкама. Јасно је да овако висок притисак захтева дебеле зидове резервоара, а тиме и резервоаре и цео систем велике масе, што му је и основни недостатак. Основна предност овог система је његова једноставност. Због велике масе, примена овог система убризгавања ограничена је на моторе мањег потиска и краћег времена рада.

Код система напајања са пумпама, компоненте се доводе до коморе пумпама смештеним између коморе и резервоара, које повећавају притисак на потребну вредност. Овакав систем напајања назива се турбопумпни или систем са турбопумпним агрегатом (ТПА) јер се за погон пумпи у правилу користи турбина. Притисак на улазу у потисну пумпу треба да буде незнатно повишен, па се резервоари стављају под мали надпритисак (2 до 3 bar). Према томе, дебљина зида резервоара и целокупне инсталације може да буде релативно мала, а сами резервоари лаки. На сл. 4.1б приказана је упрошћена шема мотора са системом напајања пумпама. У резервоарима (2) налазе се гориво и оксидатор који се отварањем вентила (3) доводе до центрифугалних пумпи (6) које се налазе на истој осовини са гасном турбином (5) која их покреће. Гас за погон гасне турбине добија се из посебног гасогенератора (4) или разлагањем водоник-пероксида који се смешта у посебном резервоару. После изласка из турбине, гас се или директно избацује у атмосферу (отворена шема) или се уводи у комору мотора (затворена шема). Турбина покреће пумпе које потискују гориво и оксидатор у комору и тиме почиње рад мотора. Помоћни резервоар (1) служи за напајање основних резервоара сабијеним гасом ниског притиска.

Стварне шеме ракетних мотора на течном гориву знатно су сложеније. У њих улазе бројни уређаји који обезбеђују нормалан рад мотора (пуштање у рад, регулација, искључивање). Мада се у почетку развоја ракетних мотора на течном гориву систем напајања неутралним гасом под притиском примењивао врло широко, код модерних мотора се скоро искључиво примењује систем напајања пумпама.

4.2. Поређење карактеристика ракетних мотора са течним и чврстим погонским материјама

Компаративни приказ основних особина ракетних мотора са чврстим и течним горивом дат је у Табели 4.1.

Табела 4.1. Поређење карактеристика ракетних мотора са чврстим и течним горивом

Ракетни мотори са чврстим горивом	
Предности	Недостаци
<ul style="list-style-type: none"> једноставност конструкције (практично без покретних делова); једноставно коришћење, минималне провере пре лансирања; нема потешкоћа са заптивањем/истицањем течности; мања укупна маса мотора за релативно мале вредности тоталног импулса; могућност складиштења од 5 до 25 година; велика средња густина конструкције – компактност; могућност коришћења нетоксичних горива (по цену лошијих перформанси); компатибилност различитих пуњења, комора и млазника; аблација материјала изолатора доприноси повећању тоталног импулса; производња у великим серијама (преко 200.000 ком/годишње); изузетно, поједини делови/склопови могу се користити више пута. 	<ul style="list-style-type: none"> велика опасност од експлозије; грешке у производњи и манипулацији могу имати катастрофалне последице; тешке последице поготка пројектилом или пада са веће висине; посебни захтеви приликом транспорта и руковања; у одређеним условима може доћи и до детонације пуњења; промене температуре и грубо руковање могу довести до оштећења пуњења; конструкција која би имала могућности вишеструке употребе, управљања вектором потиска или рестартовања била би знатно скупља; потребан посебан систем за иницирање – припаљивање мотора; продукти сагоревања најчешће су токсични и садрже амонијум-перхлорат (за композитна горива); гориво при складиштењу губи почетне карактеристике; када се једном стартује, мотор има тачно дефинисане промене притиска и потиска (експерименти са нпр. променљивим пречником грла млазника и сл, указују на врло ограничене могућности у том правцу); интензивно дејство продуката сагоревања после изласка из млазника; немогућност откривања неправилности у пуњењу (пукотине и сл.); потисак и време рада зависе од амбијенталне температуре; скоро увек је потребна топлотна изолација; не могу се (у целини) тестирати пре употребе.
Ракетни мотори са течним горивом	
Предности	Недостаци
<ul style="list-style-type: none"> већи специфични импус за исту масу горива; мотор може по вољи бити гашен и рестартован, може се управљати зависношћу потисак-време; могућа је потпуна контрола мотора пре старта; могућност вишеструког коришћења; комора може бити хлађена (и зато може имати малу масу); старабилне погонске материје могу се чувати у резервоарима и дуже од 20 година; коришћењем турбопомпи, инертна маса се знатно редукује; већина горива има нетоксичне продукте сагоревања; могућност конструкције са више комора и једним системом за напајање; велика поузданост; могућност погодног смештања резервоара с обзиром на центар масе и стабилност ракете; низак ниво зрачења продуката сагоревања и дима. 	<ul style="list-style-type: none"> врло сложена конструкција, велики број делова и компонената, велики број могућих узрока неправилног рада или отказа; криогене погонске материје захтевају посебно заптивене и изоловане резервоаре; пуњење резервоара се врши на лансирном месту; цурење одређених погонских материја може изазвати експлозију, пожар, корозију или токсикацију; велика укупна маса у случају мотора са малим тоталним импулсом; нехиперголична горива захтевају посебан систем за иницирање; потребан посебан систем за одржавање резервоара под притиском; удар пројектила изазива цурење погонске материје или пожар (не и детонацију), ово се спречава употребом желатинизованих погонских материја; мотор заузима велику запремину (мала густина погонских материја); код криогених погонских материја и мотора са великим потиском – кашњење старта.

4.3. Течне материје за погон ракета

Као што је напоменуто, у ракетним моторима на течном гориву као извор енергије користи се хемијска реакција погонских материја, а као радно тело – продукти те реакције. Као и код чврстих погонских материја, појам погонске материје укључује у себе и извор енергије и радно тело.

Енергија се може ослободити као резултат следећих хемијских реакција:

- реакција сагоревања (оксидације), која се најчешће користи у моторима са течном погонском материјом; енергија се ослобађа реакцијом горивих и оксидационих елемената, па се погонска материја састоји из две компоненте – оксидатора и горива,
- реакција разлагања, када се топлота ослобађа као резултат разлагања сложених једињења на простија; у овом случају погонска материја се може састојати од само једне компоненте,
- реакција рекомбинације (асоцијације), када се топлота ослобађа као резултат асоцијације атома или радикала у молекуле; још није остварена примена ове реакција у ракетним моторима.

Процес сагоревања условно представља размену електрона у спољашњој електронској љусци атома који учествују у процесу. Према томе, атоми горивих елемената одају своје електроне, а атоми оксидаторских елемената их добијају.

Гориви елементи су угљеник (C), водоник (H), бор (B), алуминијум (Al), литијум (Li), берилијум (Be) и др.

Оксидациони елементи су кисеоник (O), флуор (F), хлор (Cl) и бром (Br). Флуор и кисеоник по ефикасности знатно превазилазе остале оксидационе елементе.

Горива и оксидатори су у општем случају сложена једињења у чији састав могу улазити како оксидациони тако и гориви елементи.

Горивом се назива материја која, независно од тога да ли садржи оксидационе елементе или не, за потпуну оксидацију својих елемената тражи оксидатор споља.

Оксидатор је свака материја која, без обзира да ли садржи и гориве елементе, располаже значајним вишком слободних оксидационих елемената који се могу искористити за оксидацију горива.

Ако се у једној течности налазе обе компоненте потребне за сагоревање она се назива једнокомпонентном. Тако нпр. мешавина водоник пероксида и алкохола може да сагорева сама. Такве течности зову се још и монерголи или монопропеланти. Ако се погонске материје састоје од више течности зову се проперголи. Најчешће су у примени двокомпонентне погонске материје код који су гориво и оксидатор посебне течности.

Ако су двокомпонентне погонске материје међусобно samozапљиве називају се хиперголи. Већина двокомпонентних погонских материја није хиперголична, па је у мотору потребан страни извор средства за припаљивање.

Извесне погонске материје реагују само у присуству катализатора који побољшавају и убрзавају реакцију, а сами нису активни. Такве погонске материје називају се катерголи.

Основни захтеви које треба да задовољи погонска материја, а који произилазе из потребе за високим перформансама су:

- максимални специфични импулс, и
- максимална густина.

Осим тога, да би био могућ довод погонских материја у комору сагоревања, неопходно је да оне буду у течном стању у целом температурском дијапазону експлоатације ракете.

Из примене компоненти погонске материје као средства за хлађење коморе мотора проистичу захтеви:

- висока вредност специфичне топлоте,
- висока температура кључања,
- висока вредност топлоте испаравања,
- термичка стабилност.

Погонска материја која се убризгава у комору сагоревања мора се лако палити и брзо сагоревати, па зато мора имати:

- ниску температуру припаљивања,
- мало кашњење паљења,
- високе брзине сагоревања.

Складиштење, претакање и транспорт погонске материје постављају допунске захтеве:

- хемијска и физичка стабилност при дуготрајном транспорту,
- неагресивност према конструкционим материјалима,
- нетоксичност,
- неподложност експлозији.

Јасно је да нема погонских материја које би истовремено испуниле све наведене услове, па су нужни компромиси при оптималном избору погонске материје.

4.3.1. Оксидатори

Количина оксидатора у погонској материји је 2 до 6 пута већа од количине горива, а како у савременим ракетама маса погонске материје достиже и до 90% од укупне масе ракете, јасно је од коликог је значаја избор оксидатора.

Разликујемо оксидаторе са ниском и високом тачком кључања. Оксидатори са ниском тачком кључања су они код којих је критична температура мања од највише температуре употребе мотора (најчешће 50°C). Од оксидатора који припадају овој групи практичну примену за сада је нашао само течни кисеоник. У групу оксидатора са високом тачком кључања (изнад 50°C) спадају: азотна киселина, азот тетроксид, водоник пероксид. Истражује се и разматра могућност употребе: хлорофлуорида, тетранитрометана, хлорне киселине, итд.

Течни кисеоник је прозрачна течност плавкасте боје. Температура кључања на нормалном притиску му је -183°C, а температура мржњења -218°C. Критична температура, тј. температура изнад које кисеоник може бити само у гасовитом стању је -118°C. Критичној температури одговара критични притисак течности од 49.7 bar. Течни кисеоник је најефикаснији оксидатор због тога што у свом молекулу нема никаквих баластних атома. Највећа предност у односу на друге оксидаторе му је ниска цена, условљена с једне стране простом технологијом производње, а с друге стране практично неограниченом сировинском базом. Основна сировина је ваздух јер у њему кисеоник није хемијски везан са другим елементима, па је његово одвајање лако и захтева мали утрошак енергије. Производња течног кисеоника, који се широко примењује у разним гранама привреде, била је освојена давно пре његове примене у ракетној техници. Поступак добијања се заснива на дестилацији течног ваздуха у тзв. ректификационим колонама. Течни кисеоник који се примењује у ракетној техници мора бити максимално чист, без икаквих страних примеса које, с једне стране, смањују његове енергетске карактеристике, а с друге стране отежавају складиштење, транспорт и примену у ракетним моторима. Основна особина течног кисеоника која условљава специфичност рада са њим је његова ниска температура. Познато је да већина материјала, како металних тако и неметалних, нагло мења своје механичке особине на тако ниским температурама. Метали постају знатно кртији, неметали потпуно губе своју еластичност. За израду резервоара и цевовода користе се бакар и његове легуре, алуминијум и алумијумске легуре и нерђајући челик. Као заптивни материјал углавном се користи тефлон. Течни кисеоник веома је експлозиван у додиру са мастима, уљима, дрвеним опилцима и сл, па се пре пуњења резервоари и цела арматура морају подвргнути детаљном прању. Течни кисеоник непрекидно кључа, па његово дуже стокирање доводи до значајних губитака услед испаравања. Смањење губитака од испаравања може се постићи било топлотном изолацијом резервоара, било уградњом посебних уређаја којима се испарени кисеоник кондензује и поново враћа у резервоар. Најбоља топлотна изолација постиже се коришћењем резервоара са двоструким зидом и вакуумом између зидова. Код таквих резервоара губици су 2 до

3% на дан. Резервоари на ракети, због захтева за што мањом масом, праве се без топлотне изолације. Услед тога губитак течног кисеоника на испаравање приликом пуњења резервоара на ракети износи и до 50% насуте количине. Такође су значајни губици услед испаравања код већ напуњене ракете који износе око 3% на час. Течни кисеоник се може охладити до температура нижих од његове тачке кључања (-183°C) помоћу течности које имају нижу тачку кључања од њега (течни азот, -195°C , течни хелијум, -269°C). Потхлађени течни кисеоник не кључа па су његови губици минимални. Течни кисеоник практично је неотрован, његове паре доприносе само освежавању атмосфере. Краткотрајан додир са деловима тела не представља опасност јер гасни слој који се образује спречава смрзавање коже.

Азотна киселина се такође широко примењује за погон ракета, чему је допринела и веома широка производња азотне киселине за друге потребе. Азотна киселина кључа на температури $+86^{\circ}\text{C}$, а мрзне на -41°C . У нормалним условима она је, дакле, у течном стању, што је предност у односу на течни кисеоник, будући да су олакшани услови стокирања, транспорта и претакања. Концентрирана азотна киселина има малу постојаност услед чега се при стокирању разлаже. Брзина разлагања брзо расте с повећањем температуре. Приликом разлагања ствара се вода, гасовити кисеоник и азотни оксиди. Специфични импулс смањује се у оноликој мери колико се повећава проценат воде, пошто је она приликом сагоревања инертна. Ако се концентрисана киселина чува у херметички затвореним резервоарима, услед разлагања у резервоару повећава се притисак због појаве гасовитог кисеоника, па чување азотне киселине у таквим резервоарима, особито у летње време, није безопасно. Највећи недостатак азотне киселине је њена висока корозиона активност, што доводи до тешкоћа при избору материјала за резервоаре, пумпе, цеви и друге делове ракете који су у додиру са киселином. У поређењу са течним кисеоником, експлоатација азотне киселине компликује се још и због њене отровности. На кожи човека изазива тешке ране, а паре азотне киселине такође су веома отровне. Погонске материје на бази азотне киселине имају знатно ниже перформансе у поређењу са онима на бази течног кисеоника, па се азотна киселина примењује као оксидатор у смеши са оксидима. Од шест разних азотних оксида за оксидаторе се користе само два: азот-диоксид (NO_2) азот-тетроксид (N_2O_4). Ови оксиди употребљавају се углавном у смеши са азотном киселином са којом образују хомогену смешу. Ове смеше имају низ предности, како експлоатационих тако и енергетских, у односу на азотну киселину и на саме оксиде.

Водоник-пероксид (H_2O_2) широко се примењује у разним областима привреде и то најчешће као раствор у води концентрације до 30%. У ракетној техници примењује се у концентрацији до 80 до 90% (остатак је вода). Безбедна употреба са таквим концентрацијама могућа је уз додавање специјалних супстанци – стабилизатора. Поред тога, основни услов за његову стабилност је чистоћа јер и најмање количине страних примеса доводе до разлагања. Стабилност водоник-пероксида смањује се са повећањем концентрације. При свим условима складиштења у мањој или већој мери долази до разлагања водоник-пероксида, при чему се брзина разлагања повећава са повећањем температуре. Најпогоднији материјал за израду уређаја за рад са водоник-пероксидом је чист алуминијум. За заптивке се користе тефлон и полиетилен. Водоник-пероксид је лако запаљив и осетљив на експлозије па се мора чувати на посебним местима удаљеним од других постројења. Највећи недостатак водоник-пероксида је висока цена (15 до 20 пута скупљи од азотне киселине или течног кисеоника) јер се добија електролитичким путем.

4.3.2. Горива

Енергетске особине горива (топлотна моћ, моларна маса продуката сагоревања, однос специфичних топлота) зависе у првом реду од енергетских особина елемената који улазе у његов састав. Највећу топлотну моћ имају елементи прве три периоде из таблице Менделејева (H, Li, Be, B, C, Mg, Al, Si и др). Међутим, већина ових елемената даје при сагоревању са кисеоником оксиде високих температура кључања, што значи да ће се у продуктима сагоревања јавити и кондензована фаза, чиме се смањује брзина истицања а тиме и специфични импулс. Зато се за примену са оксидаторима на бази кисеоника употребљавају само горива на бази водоника и угљоводоници са максималним

садржајем водоника. Присуство азота у гориву смањује топлотну моћ погонске материје, али постојање двоатомског молекула N_2 у продуктима сагоревања са релативно малом моларном масом побољшава карактеристике радног тела и у неким случајевима чак и повећава специфични импулс. Присуство оксидационих елемената у саставу горива (кисеоник, флуор, хлор) по правилу смањује ефикасност погонске материје. Практичну примену у ракетним моторима нашли су: алкохоли, амини, хидразин и његови деривати, водоник и амонијак.

Горива органског порекла су у првом реду деривати нафте. Најширу примену нашли су керозини. Ова горива у ствари представљају смешу хемијских једињења која се састоје од високоефективног горива – водоника, са мање ефективним горивом – угљеником. Ова горива се називају угљоводоници. Алкохоли (углавном етил и метил алкохол) су као горива компонента играли велику улогу у почетку развоја ракетне технике. Амини, који се такође користе као гориво, добијају се ако у молекулу амонијака NH_3 замени један, два или сва три атома водоника угљоводоничним радикалима. У поређењу са угљоводоничним и алкохолима имају знатно већу хемијску активност захваљујући којој са оксидаторима на бази азотне киселине чине самозапаљиве погонске материје. Недостатак им је знатно већа цена од нафтних деривата и висока токсичност.

Хидразин има хемијску формулу H_2N-NH_2 . Карактеристична особина ове материје је да у молекулу има само један вид атома који сагоревају – атоми водоника. Азот при сагоревању само повећава количину гасова. Захваљујући томе што му се горивни део састоји од водоника хидразин има високе енергетске особине. Предности хидразина су и велика густина (1000 kg/m^3) и висока температура кључања (113°C). Недостатк му је висока температура мржњења ($+1^\circ\text{C}$), што га чини непогодним за експлоатацију у зимско време. Још један недостатак је склоност пара при загревању и удару ка експлозивном разлагању.

Гасовити **водоник** је гас без боје, укуса и мириса, док је течни водоник провидна, безбојна и лако запаљива течност. Молекуларни водоник јавља се у два облика: орто- и пара-водоник. Прелаз из орто у пара-водоник се врши са знатним ослобађањем топлоте (на -253°C), довољне за испаравање течног водоника. Нађени су ефикасни катализатори који омогућавају овај прелаз до претварања водоника у течност, чиме се знатно смањују губици водоника при складиштењу. У чистом облику водоник није експлозиван, али његове смеше са кисеоником и ваздухом могу експлодирати под дејством топлотног или електричног импулса. Водоник није токсичан.

Комбиновањем наведених оксидатора и горива добијају се двокомпонентне погонске материје:

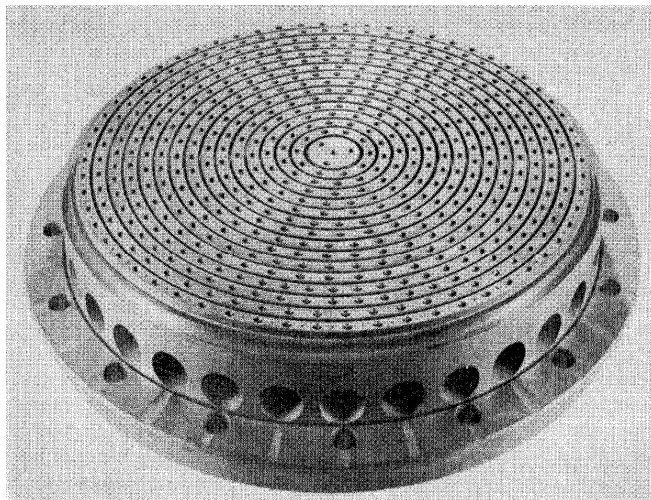
- погонске материје на бази течног кисеоника имају највећи специфични импулс; као горива се користе керозин, горива на бази диметил хидразина, као и течни водоник.
- разликујемо две врсте погонских материја на бази азотне киселине: самозапаљиве (као горива се користе амини, хидразин) и са страним извором паљења (горива су деривати нафте);
- погонске материје на бази водоник-пероксида могу бити:
 - монерголи (поменути мешавина пероксида и алкохола може да сагорева сама),
 - оксидатори у комбинацији са горивима,
 - могу се користити у хладном процесу – разлагањем пероксида катализаторима добија се пара високе температуре која експандира кроз млазник; најчешће се водоник-пероксид користи као оксидатор.

4.4. Радни процеси у комори ракетних мотора на течном гориву - Општи преглед процеса у комори сагоревања

У комори сагоревања ракетног мотора на течном гориву одвија се цео низ сложених процеса чији је циљ да обезбеде максимално ослобађање топлоте при сагоревању како би се добио што већи топлотни импулс, као и да сви процеси обаве у што краћем времену како би комора била што краћа и што лакша. Да би се обезбедио поуздан и сигуран рад мотора сви ови процеси треба да се одвијају

континуално и стабилно. При организацији ових процеса треба имати у виду и заштиту зидова коморе од прегревања.

Оксидатор и гориво долазе у комору сагоревања из система за напајање кроз бризгаљке распоређене у глави мотора (сл. 4.2). Оксидатор и гориво најчешће су у течном стању и убризгавају се у комору сагоревања где долази до реакције између њих. Ова реакција се углавном дешава у гасној фази, па се морају обезбедити услови за прелаз погонске материје из течне у гасну фазу. То се обезбеђује кроз процесе припреме који се састоје од: распршивања течних компонената на капљице, њиховог загревања, испаравања и мешања. Следе процеси припаљивања смеше и сагоревања.



Слика 4.2. Глава за убризгавање (инјектор) ракетног мотора са течним погонским материјама

Процеси припреме погонских материја за сагоревање и сам процес сагоревања тесно су везани међу собом. Ток сваког од ових процеса утиче на ток осталих. Тачних граница међу појединим процесима нема ни у времену, ни у простору.

За самозапаљиве погонске материје су карактеристичне егзотермне реакције у течној фази до којих долази при контакту (мешању) капљица разних компоненти. Топлотни ефекат ових реакција омогућава испаравање капљица, па и оних које нису реаговале у течној фази јер се нису судариле с капљицама друге компоненте. Затим долази до мешања пара горива и оксидатора, као и реакције у гасној фази која доводи до образовања коначних продуката сагоревања. Хомогеним називамо сагоревање гасовитог горива и оксидатора, а хетерогеним сагоревање течних капљица једне компоненте у парама друге. До хетерогеног сагоревања у комори ракетног мотора долази у случају када једна компонента испарава знатно дуже од друге и у случају знатне неравномерности распршивања компоненти на капљице, јер крупне капљице испаравају спорије од ситнијих. Неопходан услов за одвијање хомогеног и хетерогеног сагоревања које обично прате једно друго је довод топлоте течним компонентама потребне за њихово загревање, испаравање и припаљивање. Један део те топлоте се ослобађа при реакцији самозапаљивих компонената у течној фази. Други део се добија преносом топлоте од продуката сагоревања на течне компоненте путем провођења топлоте и зрачења, као и конвективним преносом топлоте при дифузији међупродуката и коначних продуката сагоревања у правцу главе коморе сагоревања.

Процеси који се одвијају у случају несамозапаљивих погонских материја у основи су аналогни онима о којима је било речи у претходном параграфу. Разлика се састоји у томе што нема егзотермних реакција међу компонентама у течној фази. Одлучујућу улогу сада добија довод топлоте од спољашњег извора за почетно припаљивање и од продуката сагоревања путем конвекције за одржавање стационарности процеса.

Опште време реакције односно време потребно за претварање почетних течних компоненти у коначне гасовите продукте сагоревања једнако је збиру времена свих узастопних процеса и одређено је углавном временом потребним за одвијање најспоријих процеса.

На температурама изнад 2000 К време потребно за хемијске реакције (припаљивање и сагоревање) је врло кратко, па је укупно време одређено углавном трајањем физичких процеса. Најспорији од њих су процеси испаравања и мешања гасовитих продуката сагоревања.

Једна од најважнијих карактеристика свих поменутих процеса је тзв. време задржавања. То је укупно време у току кога се течне компонентне погонске материје и од њих формирани продукти сагоревања налазе у комори сагоревања. Може се писати

$$\tau_{c\Sigma} = \tau_{ct} + \tau_{cg},$$

при чему је:

- $\tau_{c\Sigma}$ – укупно време задржавања,
- τ_{ct} – време задржавања течне фазе,
- τ_{cg} – време задржавања гасне фазе.

Појединачно одређивање величина τ_{ct} и τ_{cg} обично није успешно, па се углавном користи приближна вредност τ_c која се односи само на време задржавања гасне фазе.

Важи

$$\tau_c = \frac{m_g}{\dot{m}} = \frac{\rho_g V_C}{\dot{m}}, \quad (*)$$

где су:

- m_g – маса гаса који се налази у комори,
- \dot{m} – масени проток продуката сагоревања,
- ρ_g – густина гасова (продуката сагоревања) у комори,
- V_C – запремина коморе (рачуна се до критичног пресека млазника).

Ако се искористи раније изведена релација за карактеристичну брзину

$$c^* = \frac{p_0 A_{kr}}{\dot{m}},$$

као и једначина стања идеалног гаса за продукте сагоревања у комори

$$p_0 = \rho_g R T_0,$$

и ако се уведе тзв. карактеристична дужина коморе

$$L^* = \frac{V_C}{A_{kr}},$$

уз коришћење израза за карактеристичну брзину

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_0}}{\Gamma},$$

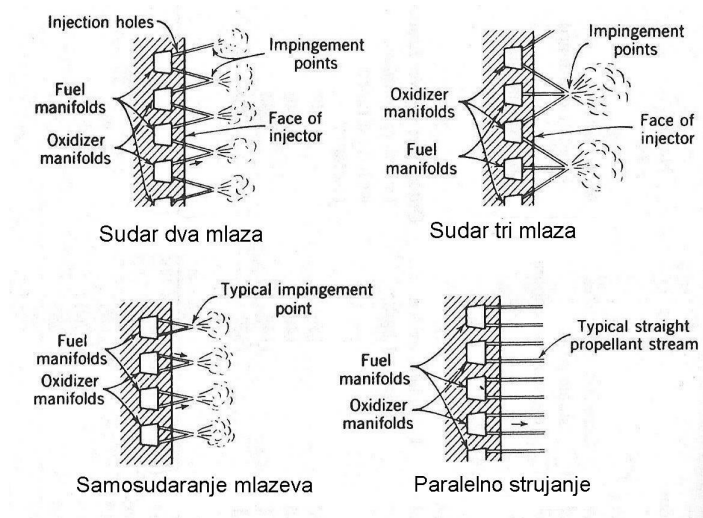
једначина (*) се трансформише у облик

$$\tau_c = \frac{1}{\Gamma^2} \frac{L^*}{c^*}.$$

Последњи израз показује да време задржавања гасовитих продуката сагоревања у комори зависи како од карактеристика погонске материје (c^* , Γ), тако и од конструкционих карактеристика мотора (L^*).

Распрашивање погонских материја у ракетном мотору на течно гориво врши се помоћу бризгаљки (сл. 4.2). Њихова улога је да течност разбију на капљице и са изврше равномеран распоред течности по пресеку коморе. Практично се не може постићи да све капљице буду истог пречника, али је неопходно обезбедити да разлике у њиховим пречницима буду врло мале, чиме се побољшавају

услови испаравања и мешања течности. У ракетним моторима на течном гориву примењују се два типа бризгалјки: струјне и центрифугалне.



Слика 4.3. Бризгалјке: различити принципи распршивања млазева горива и оксидатора

Мешање горива и оксидатора у одређеном односу је неопходан услов за потпуно одвијање егзотермних процеса. Двокомпонентне погонске материје се посебно доводе и мешају у комори у зони припремних процеса. Мешање се догађа по правилу у течном фазу, јер је за мешање течности потребно мање простора и времена него за мешање гасова. Мешање течности је праћено и неизбежним мешањем њихових пара. У погледу расподеле односа мешања r по пресеку коморе, максималне вредности одате топлоте за најкраће време добијају се за случај да је однос мешања једнак по целом пресеку коморе. Вредност овог оптималног односа мешања бира се из услова добијања максималног специфичног импулса. Међутим, може се десити да оваква расподела односа мешања не буде прихватљива са гледишта издржљивости зида коморе. Оптималним вредностима односа мешања одговарају високе вредности температуре сагоревања при којима је тешко обезбедити задовољавајуће хлађење коморе. Температура сагоревања у зони уз зид коморе може се смањити уколико се однос мешања знатно разликује од оптималног. Најчешће се жели да се сагоревање у овој зони обавља уз знатан недостатак кисоника, тј. смањењем односа мешања. У овом случају у основном делу пресека, у централној зони, однос мешања бира се тако да се добију максималне перформансе, а однос мешања уз зид тако да се обезбеди задовољавајуће хлађење и потребна издржљивост коморе. Квалитет образовања смеше условљен је радом главе за убризгавање.

У процесу испаравања компонената погонске материје троши се топлота за загревање капљица и њихово испаравање на датом притиску. За то је потребна веома велика количина топлоте. Ова количина топлоте се у режиму пуштања мотора у рад добија од уређаја за припаљивање (који није потребан за самозапаљиве компоненте). У току рада мотора потребна количина топлоте добија се преносом од врелих продуката сагоревања ка глави мотора. Незнатна количина топлоте преноси се путем зрачења и провођења, а највећи део топлоте преноси се конвекцијом.

Пуштање мотора у рад је један од најважнијих периода рада мотора. Основни услов за систем припаљивања је поузданост у раду. Температура паљења пара течних ракетних погонских материја је обично изнад $300...500^{\circ}\text{C}$. Ова температура се може достићи на разне начине. Ако су компоненте погонске материје несамозапаљиве, количина топлоте потребна за испаравање смеше и одвијање егзотермних реакција пре појаве пламена доводи се од спољашњег извора. Такав начин самозапаљивања пара погонских материја назива се термичко самоприпаљивање. Основне карактеристике оваквог самоприпаљивања су: минимална температура на којој долази до самоприпаљивања и време кашњења тог процеса. Време кашњења се дефинише као време које

протекне од момента убризгавања распрашених погонских материја у зону високе температуре до момента појаве пламена.

4.5. Хлађење ракетних мотора са течним горивом

Организација термичке заштите, односно хлађења коморе и млазника једно је од најважнијих питања пројектовања ракетних мотора са течним горивом и у поређењу са другим типовима топлотних машина знатно се компликује због низа особености процеса размене топлоте у ракетном мотору са течним погонским материјама:

- Прва особеност је у томе да се процес рада ракетног мотора на течно гориво одвија на високим температурама (3000...4000 K) и високим притисцима (до 100 bar и више). Како се продукти сагоревања крећу у комори и у млазнику врло великим брзинама, нагло расте коефицијент конвективног преноса топлоте од врелих продуката сагоревања на зидове, као и конвективна количина топлоте која у критичном пресеку млазника достиже вредности реда 10^{11} W/m^2 .
- Друга особеност размене топлоте у ракетном мотору на течно гориво је високи степен зрачења у комори сагоревања, што доводи до великих количина топлоте зрачења. Као што је познато, гасови зраче пропорционално 3...3.5 степену апсолутне температуре и због тога се на назначеним температурама у комори сагоревања и млазнику јављају велике количине топлоте зрачења које за уобичајене погонске материје достижу 20...40% укупно пренете количине топлоте на зидове коморе и млазника. Сразмерно паду температуре у млазнику, пада и релативно учешће количине топлоте зрачења.
- Трећа особеност размене топлоте састоји се у томе што услед великих количина топлоте пренетих конвекцијом и зрачењем на зидове коморе, температура зидова може достићи недозвољено високе вредности. Зато се у ракетним моторима на течно гориво морају примењивати материјали који се одликују ватроотпорношћу и што је могуће већом топлотном проводљивошћу, што је обично врло тешко остварити, јер ватроотпорни материјали по правилу имају малу топлотну проводљивост.
- Четврта особеност размене топлоте произилази из услова примене ракетног мотора на течно гориво као погонске групе летелице (ракета, сателит, авион). Због тога је нерационално коришћење специјалне течности као расхладног средства. Обично се за хлађење мотора употребљава једна од компонената погонске материје, на тај начин што пре уласка у комору сагоревања пролази кроз систем за хлађење. Такав систем хлађења међутим компликује конструкцију коморе и поставља допунске захтеве за компоненте погонске материје, јер је количина компоненте која пролази кроз систем за хлађење ограничена протоком.

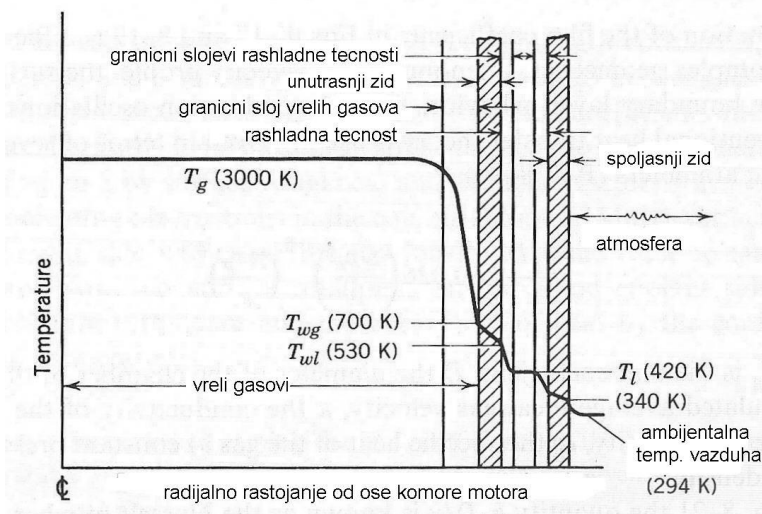
Поред наведених главних особености које су заједничке за све ракетне моторе на течно гориво, на организацију процеса хлађења утиче такође врста погонске материје, тип и намена мотора, као и његова конструкција. Тако примена лако испарљивих компонената погонске материје (нпр. течни водоник и течни кисеоник) доводи до тога да се комора у основи не хлади течношћу већ гасом, одакле произилазе посебни захтеви у конструкцији мотора.

Температура зидова коморе сагоревања може се одржавати у дозвољеним границама помоћу једног од следећих начина:

- спољашњим (или регенеративним) хлађењем
- унутрашњим хлађењем
- мешовитим хлађењем
- радијационим хлађењем
- аблативним хлађењем
- заштитом унутрашњих зидова термоизолационим превлакама
- заштитом зидова од прогоревања путем акумулације топлоте.

4.5.1. Размена топлоте у РМТГ у случају спољашњег хлађења

Типична шема процеса размене топлоте при спољашњем хлађењу дата је на сл. 4.4. При томе је $T_c = T_0 = T_g$ – температура продуката сагоревања, $T_1 = T_{wg}$ – температура зида са стране гаса, $T_2 = T_{wl}$ – температура зида са стране течности, $T_3 = T_l$ – температура расхладне течности.



Слика 4.4. Спољашње хлађење – профил температуре

Укупна количина топлоте пренета са продуката сагоревања на зид коморе састоји се из количине топлоте пренете конвекцијом и количине топлоте пренете зрачењем

$$q_{\Sigma} = q_k + q_z,$$

где је топлота пренета конвекцијом одређена са

$$q_k = \alpha_1 (T_c - T_l),$$

при чему се за одређивање коефицијента конвекције α_1 могу користити различити модели.

Захваљујући провођењу (кондукцији) топлота се преноси кроз зид коморе и даље путем конвекције на расхладну течност која пролази кроз систем за хлађење.

На почетку рада мотора када су зидови коморе и млазника мотора још хладни део пренете количине топлоте одлази на загревање зидова. Такав режим хлађења када се температура зида и количина топлоте пренете на расхладну течност мењају са временом назива се настационарни режим хлађења.

После одређеног времена успоставља се равнотежа при чему се хлађењем односи целокупна количина топлоте пренета са гасова на зид. Од тог момента остају непромењене вредности (на датом режиму рада мотора) температура зида са стране гаса и са стране течности, као и пренос топлоте кроз зид. Такав режим назива се стационарни режим хлађења.

4.5.2. Размена топлоте зрачењем

У преносу топлоте зрачењем, способност зрачења гасова од којих су састављени продукти сагоревања је различита – највећа је за многоатомске гасове, у првом реду за водену пару H_2O и угљен-диоксид CO_2 , па се најчешће само они и узимају у обзир при прорачуну.

Количине топлоте од зрачења могу се израчунати из следећих емпиријских релација

$$q_{z,H_2O} = 3.5 p_{H_2O}^{0.8} l^{0.6} \left[\left(\frac{T_C}{100} \right)^3 - \left(\frac{T_1}{100} \right)^3 \right],$$

$$q_{z,CO_2} = 3.5 \sqrt[3]{p_{CO_2} l} \left[\left(\frac{T_C}{100} \right)^{3.5} - \left(\frac{T_1}{100} \right)^{3.5} \right].$$

У претходним релацијама p_{H_2O} и p_{CO_2} су парцијални притисци оих гасова, док је l средња дужина пута зрачења која зависи од запремине гаса који зрачи.

4.5.3. Пренос топлоте са зида на расхладну течност

Количина топлоте пренета са загрејаног зида коморе на расхладну течност одређена је релацијом

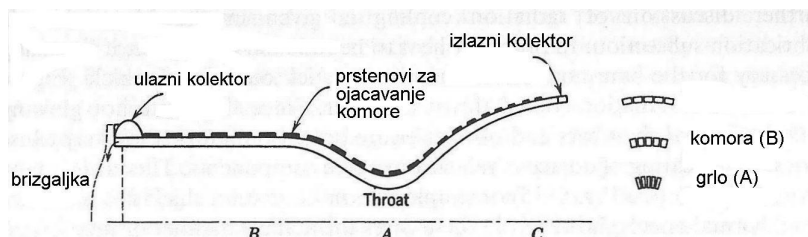
$$q = \alpha_2 (T_2 - T_3),$$

При чему је коефицијент конвекције α_2 могуће одредити применом различитих полуемпиријских приступа.

4.5.4. Начини хлађења мотора са течним горивом

Спољашње хлађење

Најпростија шема спољашњег хлађења једном од компонената погонске материје приказана је на сл. 4.5.



Слика 4.5. Шема спољашњег хлађења коморе и млазника РМТГ

Расхладна течност долази у колектор 1 и из њега у расхладни систем. Пролазећи кроз расхладни систем течност хлади зидове и при том се и сама загрева. Загрејана течност излази из расхладног система и улази у главу за убризгавање. Као расхладна течност може служити и гориво и оксидатор. Треба приметити да свакој погонској материји и притиску у комори сагоревања p_C одговара минимални потисак, испод кога се само спољашње хлађење може показати недовољним. За погонске материје које се најчешће примењују тај потисак је знатно испод 5000 N. У исто време за погонске материје које споро сагоревају и имају веће време задржавања спољашње хлађење се може показати неефикасним и при већим потисцима.

Прим малим количинама горива и оксидатора за хлађење се понекад примењују обе компоненте. При том једна од њих хлади млазник, а друга комору мотора. Понекад друга компонента служи само за снижавање температуре компоненте која директно хлади комору. Спољашње хлађење се може применити и у случају употребе лако испарљивих компоненти погонске материје (нпр. течни водоник и течни кисеоник). Специфичност таквог хлађења је у томе што се расхладно средство налази у течном стању само у почетном делу расхладног система, док се највећи део површине хлади гасовитим расхладним средством.

Унутрашње хлађење

Код унутрашњег хлађења температура зида са стране гаса T_1 снижава се захваљујући заштити течним филмом или гасовитим слојем. Тај слој се обично назива узаидни слој.

Док се код спољашњег хлађења задатак своди на то да се што ефикасније одведе топлота пренета на зидове назаштићене од дејства гасова високе температуре, код унутрашњег хлађења стварањем узазидног слоја смањене температуре смањује и пренос топлоте на зидове коморе мотора.

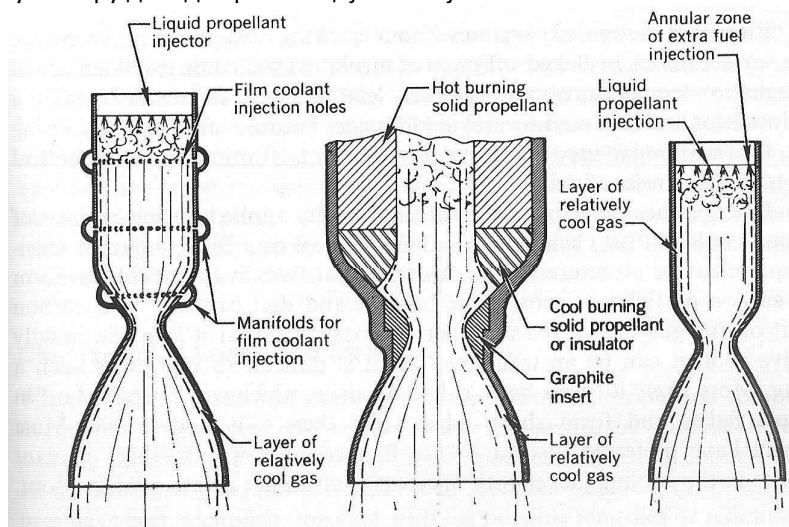
Температура гаса у узазидном слоју снижава се сразмерно повећању богатства смеше једном од компонената која се у том случају јавља као расхладно средство. Обично се као компонента користи гориво (мада је могуће формирати заштитини слој са вишком оксидатора).

Вишак горива за стварање узазидног слоја даје се или кроз бризгаљке распоређене по обиму главе или кроз специјалне појасеве који могу бити распоређени како непосредно уз главу коморе, тако и у цилиндричном делу коморе или у области млазника.

При доводу вишка горива кроз периферне бризгаљке (сл. 4.6) долази до мешања и сагоревања компонената поред зида и образовања узазидног слоја продуката сагоревања који штити зид од високог преноса топлоте. Преимућство такве организације унутрашњег хлађења је једноставност образовања заштитног слоја без посебног компликовања конструкције коморе.

Међутим, са повећањем дужине коморе економичност таквог начина хлађења се погоршава јер са повећањем растојања дела зида коморе од главе повећава се дебљина заштитиног слоја.

Код неких мотора је економичније, али конструктивно сложеније, унутрашње хлађење расхладним средством које се у комору доводи кроз специјалне појасеве.



Слика 4.6. Шема стварања узазидног слоја код унутрашњег хлађења

При доводу течности кроз расхладни појас механизам заштите делује на следећи начин. Под дејством високих температура течност испарава и под слојем течности ствара заштитни зид од паре течности и продуката сагоревања. На тај начин добијају се два заштитна зида – течности и паре. Улазећа течност повучена већом брзином струје продуката сагоревања распоређује се по зиду коморе у врло танком слоју. Сразмерно испаравању дебљина слоја паре изнад течности расте у правцу кретања струје продуката сагоревања до места где течност у потпуности испарава. Одатле долази до постепеног смањивања дебљине гасног слоја услед његовог мешања са основном струјом. Ипак ово смањивање није велико па се заштитно дејство слоја одржава и на већим растојањима.

Како је густина пара расхладног средства вишеструко мања од густине течности, то је и дебљина парног слоја већа од дебљине течног слоја. Поред тога, пошто је топлотна проводљивост паре вишеструко мања од проводљивости течности, термички отпор парног слоја је неколико пута већи од термичког отпора течног слоја.

Као резултат истовременог утицаја та два фактора, основним заштитним слојем може се сматрати слој паре (или смеша паре са производима сагоревања).

У случају тзв. порозног хлађења, комора се израђује од порозног материјала и расхладна течност улази кроз поре равномерно по целој површини коморе. Као расхладно средство при порозном зиду може се користити како течност тако и гас.

У највећем броју случајева најцелисходније је тзв. мешовито хлађење, тј. спрега спољашњег и унутрашњег хлађења. Мешовито хлађење омогућује, при утроску на унутрашње хлађење 1...3% од укупног протока погонске материје, сигурну заштиту коморе уз релативно мале губитке потиска. При томе се користи организација унутрашњег хлађења како са периферним бризгалкама, тако и са расхладним појасевима.

Радијационо хлађење

Код мотора који имају веће вредности односа p_c/p_i у млазнику долази до великог смањења температуре и густине продуката сагоревања, што доводи до знатног смањења количине топлоте пренете конвекцијом и зрачењем. При том се хлађење зидова може обезбедити и одвођењем топлоте од зида зрачењем у околну средину или вакуум. Овакав вид хлађења назива се радијационим. Код радијационог хлађења температура зида може бити изнад термодинамичке температуре продуката сагоревања. Са порастом температуре зида T_z расте и количина топлоте одведена радијацијом сразмерно порасту температуре и порасту степена црноће. Као резултат интензивног зрачења зида у околину долази до интензивног хлађења зида. Поред тога, зрачење од зида ка продуктима сагоревања може бити веће од зрачења продуката сагоревања, што такође доводи до извесног хлађења зида.

При радијационом хлађењу успоставља се равнотежа довода и одвода топлоте од зида на одређеној равнотежној температури. Ако ова температура не прелази дозвољену вредност за дати материјал, тада је могуће чисто радијационо хлађење зида. При вредностима равнотежне температуре већим од дозвољених, неопходна је допунска заштита зида помоћу унутрашњег хлађења или термоизолационих превлака.

Аблационо хлађење

Аблацијом се назива процес испаравања (или сублимације), топљења, сагоревања или разарања површинског слоја материјала које се реализује одношењем материје струјом гаса велике брзине.

У ракетним моторима са течним горивом широко се користи аблационо хлађење код кога се заштита зидова од прекомерног загревања остварује наношењем на унутрашњу површину аблационих заштита. Како код аблационог хлађења долази до одношења масе заштитног слоја, некада се ово хлађење назива хлађењем са одношењем масе. Аблационо хлађење веома је ефикасно и широко се користи за заштиту комора виших ступњева ракете и дивергентних делова млазника. При дужем времену рада РМТГ маса материјала заштитног слоја биће веома значајна, што представља озбиљан недостатак. Други недостатак аблационог хлађења је промена облика коморе и мазника услед одношења масе, а понекад и услед раслојавања материјала.

Други начини заштите коморе мотора од прегревања

Веома ефикасан начин заштите коморе РМТГ од прегревања је наношење термоизолационих превлака на зидове коморе са стране врелих гасова. Ови заштитни материјали треба да се одликују високом температуром топљења, отпорношћу на топлотне ударе, малом топлотном проводљивошћу, коефицијентом линеарног ширења блиског коефицијенту линеарног ширења основног материјала коморе, добрим пријањањем (адхезијом) уз материјал коморе и задовољавајућим антикорозионим својствима. У овакве материјале спадају: волфрам, графит, цирконијум диоксид, молибден, карбиди тантала, цирконијума, титана, магнезијум оксид, алуминијум оксид, тантал итд.

Заштита зидова коморе сагоревања у току одеђеног времена може се такође обезбедити применом материјала с високом топлотном проводљивошћу. У том случају се топлота пренета на зид коморе брзо распростире по целој маси материјала термозаштите.

4.6. Одабрани примери

П.4.1. Ракетни мотор са течним водоником и течним кисеоником као погонским материјама обезбеђује потисак од $F=44500$ N, при чему је притисак у комори $p_c=69$ bar, док је однос мешања $r=3.4$. Продукти сагоревања имају средњу моларну масу $M=8.9$ g/mol, температуру $T_c=2700$ K и однос специфичних топлота $k=1.26$. За оптималне услове рада, при којима је $p_i=p_o=0.1$ bar одредити:

- површину грла млазника и површину излазног пресека млазника (A_{kr} и A_i),
 - масени и запремински проток оксидатора и горива, као и потребне запремине резервоара за 2 мин. рада мотора.
 Претпоставити да је однос стварних и теоријских вредности специфичних импулса 97%, а коефицијената потиска 98%.

Решење:

Брзина истицања продуката сагоревања одређује се на познат начин:

$$v_i = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \frac{RT_c}{M} \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.26}{1.26-1} \frac{8.314 \cdot 2700}{8.9 \cdot 10^{-3}} \left[1 - \left(\frac{0.1}{69} \right)^{\frac{1.26-1}{1.26}} \right]} = 4253 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Специфични импулс дефинисан је изразом

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}v_i + \overbrace{(p_i - p_a)A_i}^0}{\dot{m}} = v_i \Rightarrow I'_{sp} = 0.97 \cdot I_{sp} = 0.97 \cdot 4253 = 4125 \frac{\text{Ns}}{\text{kg}}$$

Коефицијент потиска одређује се на основу:

$$c_F = f\left(\kappa, \frac{p_i}{p_c}\right) = \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa-1} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} + \frac{\overbrace{(p_i - p_a)A_i}^0}{p_c A_{kr}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.26^2}{1.26-1} \left(\frac{2}{1.26+1}\right)^{\frac{1.26+1}{1.26-1}} \left[1 - \left(\frac{0.1}{69} \right)^{\frac{1.26-1}{1.26}} \right]} = 1.77$$

$$c'_F = 0.98 \cdot c_F = 0.98 \cdot 1.77 = 1.73$$

На основу дефиниције коефицијента потиска и израза за одређивање степена ширења млазника следи:

$$c_F = \frac{F}{p_c A_{kr}} \Rightarrow A_{kr} = \frac{F}{c_F p_c} = \frac{44500}{1.73 \cdot 69 \cdot 10^5} = 37.28 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \Rightarrow d_{kr} = \sqrt{\frac{4A_{kr}}{\pi}} = 0.069 \text{ m}$$

$$\varepsilon_i = \frac{A_i}{A_{kr}} = \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \left(\frac{p_c}{p_i}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \frac{1}{\sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}} = \dots = 43$$

$$A_i = \varepsilon_i A_{kr} = 43 \cdot 37.28 \cdot 10^{-4} = 0.1603 \text{ m}^2 \Rightarrow d_i = \sqrt{\frac{4A_i}{\pi}} = 0.425 \text{ m}$$

Укупан масени проток је

$$\dot{m} = \frac{F}{I'_{sp}} = \frac{44500}{4125} = 10.8 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Карактеристике погонских материја:

$$\rho_O = 1139 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} (\text{O}_2), \rho_F = 70.5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} (\text{H}_2)$$

На основу дефиниције односа мешања добијају се масени протоци горива и оксидатора:

$$\dot{m} = \dot{m}_O + \dot{m}_F, \quad r = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F} \Rightarrow$$

$$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{r+1} = \frac{10.8}{3.4+1} = 2.45$$

$$\dot{m}_O = \frac{r\dot{m}}{r+1} = \frac{3.4 \cdot 10.8}{3.4+1} = 8.35$$

Запремински протоци се одређују једноставно:

$$\dot{V}_F = \frac{\dot{m}_F}{\rho_F} = \frac{2.45}{70.5} = 0.035 \frac{\text{m}^3}{\text{s}}$$

$$\dot{V}_O = \frac{\dot{m}_O}{\rho_O} = \frac{8.35}{1139} = 0.00733 \frac{\text{m}^3}{\text{s}}$$

Укупно време рада мотора увећавамо за време изласка на режим и време гашења (усвојено по 1 s) и добијамо укупне масе, односно запремине горива и оксидатора

$$t' = 1 + 120 + 1 = 122 \text{ s}$$

$$m_O = \dot{m}_O t' = 8.35 \cdot 122 = 1018 \text{ kg}$$

$$m_F = \dot{m}_F t' = 2.45 \cdot 122 = 299 \text{ kg}$$

$$V_O = \dot{V}_O t' = 0.00733 \cdot 122 = 0.89 \text{ m}^3$$

$$V_F = \dot{V}_F t' = 0.035 \cdot 122 = 4.27 \text{ m}^3$$

П.4.2. Одредити потребну запремину резервоара са ваздухом који обезбеђује потискивање 90%-водоник-пероксида као монопропеланта ракетног мотора потиска $F=9000 \text{ N}$. Притиска у комори је $p_c=2 \text{ МПа}$ у току 30 s рада мотора. Притисак у резервоару са ваздухом је $p_0=14 \text{ МПа}$, док је притисак у резервоару са погонском материјом $p_p=3 \text{ МПа}$. Излазна брзина гасова је $v_i=1300 \text{ m/s}$, док је удео резидуалне погонске материје 1.20%.

Решење:

Применићемо поједностављен приступ који подразумева да је процес експанзије гаса адијабатски, као и да је ваздух идеалан гас.

Ако је:

m_0 – маса гаса у резервоару гаса у почетном тренутку,

m_g, m_p – маса гаса у резервоару гаса и у резервоару са погонском материјом на крају процеса, респективно,

V_p – запремина резервоара са погонском материјом,

једначина одржања енергије може се писати у облику:

$$m_0 c_v T_0 = m_g c_v T_g + m_p c_v T_p + \underbrace{p_p V_p}_{\text{рад утрошен на истискивање погонске материје}}$$

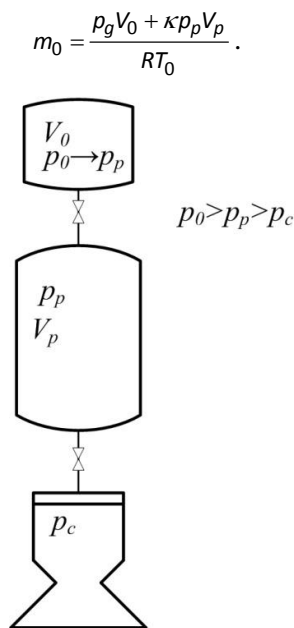
Ако се примени једначина стања идеалног гаса, претходна једначина гласи:

$$\frac{c_v p_g V_0}{R} + \frac{c_v p_p V_p}{R} + p_p V_p = m_0 c_v T_0.$$

Ако се искористи зависност $c_v = \frac{R}{\kappa - 1}$, претходна једначина се може писати:

$$\frac{p_g V_0}{\kappa - 1} + \frac{p_p V_p}{\kappa - 1} + p_p V_p = \frac{m_0 R T_0}{\kappa - 1},$$

одакле следи



Уз задатак П.4.2

Коришћењем једначине стања ваздуха на почетку процеса $p_0 V_0 = m_0 R T_0$ и комбиновањем са претходним изразом добија се потребна маса ваздуха:

$$m_0 = \frac{p_p V_p}{RT_0} \frac{\kappa}{1 - \frac{p_g}{p_0}}. \quad (*)$$

Потребан масени проток погонске материје:

$$\dot{m} = \xi_d \frac{F}{v_i} = 1.06 \cdot \frac{9000}{1300} = 7.34 \text{ kg/s}.$$

Потребна маса горива, рачунајући и резидуални део:

$$m_p = 1.012 \cdot \dot{m} t_p = 1.012 \cdot 7.34 \cdot 30 = 222.6 \text{ kg}.$$

Како је густина коришћеног 90% раствора водоник-пероксида $\rho_p = 1388 \text{ kg/m}^3$, неопходна запремина резервоара са погонском материјом је

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_p} = \frac{222.6}{1388} = 0.160 \text{ m}^3.$$

Уобичајено је да се прорачуната запремина увећа за 5%.

Користећи табеларне податке за ваздух ($R=289 \text{ J/kgK}$, $\kappa=1.4$) и претпостављајући нормалну температуру $T_0=298 \text{ K}$, може се израчунати потребна маса ваздуха, према изразу (*):

$$m_0 = \frac{p_p V_p'}{RT_0} \frac{\kappa}{1 - \frac{p_g}{p_0}} = \frac{3 \cdot 10^6 \cdot 1.05 \cdot 0.160}{289 \cdot 298} \cdot \frac{1.4}{1 - \frac{3}{14}} = 10.4 \text{ kg}.$$

И ова маса се увећава за резерву од 5%, па је коначно потребна запремина резервоара са гасом:

$$V_0 = \frac{m_0' R T_0}{p_0} = \frac{1.05 \cdot 10.4 \cdot 289 \cdot 298}{14 \cdot 10^6} = 0.067 \text{ m}^3.$$

П.4.3. Одредити потребну запремину резервоара са гасом течног ракетног мотора са турбопумпним напајањем, ако је познато:

- запремина резервоара са оксидатором, $V_1=1.8 \text{ m}^3$,
- запремина резервоара са горивом, $V_2=1.2 \text{ m}^3$,
- максимални притисак у резервоару са гасом $p_g=50 \text{ bar}$,
- резерва притиска $\Delta p=3 \text{ bar}$,
- притисци гаса у резервоарима за гориво и оксидатор су $p_{1k}=p_{2k}=5 \text{ bar}$

Решење:

На почетку рада мотора важи једначина стања идеалног гаса за инертни гас у резервоару под притиском:

$$m_p = \frac{p_g V}{RT}.$$

На крају рада мотора у резервоару под притиском је маса гаса:

$$m_k = \frac{V [\max(p_{1k}, p_{2k}) + \Delta p]}{RT}$$

Маса гаса која је у току рада мотора прешла у резервоаре за гориво и оксидатор је:

$$m_{1,2} = \frac{p_{1k} V_1 + p_{2k} V_2}{RT}.$$

На основу закона о одржању масе важи

$$m_p = m_k + m_{1,2}$$

одакле следи

$$\frac{p_g V}{RT} = \frac{V [\max(p_{1k}, p_{2k}) + \Delta p]}{RT} + \frac{p_{1k} V_1 + p_{2k} V_2}{RT}$$

односно коначно

$$V = \frac{p_{1k} V_1 + p_{2k} V_2}{p_g - \max(p_{1k}, p_{2k}) - \Delta p} = \frac{5 \cdot 10^5 \cdot (1.8 + 1.2)}{(50 - 5 - 3) \cdot 10^5} = 0.357 \text{ m}^3$$

П.4.4. Дати су следећи подаци за ракетни мотор са течним горивом и напајањем помоћу турбопумпи:

- укупни специфични импулс ракетног мотора, $I_{sp}=2720 \text{ Ns/kg}$,
- однос мешања за цео ракетни мотор, $r=2.52$,
- укупни потисак $F=40000 \text{ N}$,
- масени проток оксидатора за обезбеђење притиска у резервоару са оксидатором: 0.03% укупног масеног протока оксидатора,
- масени проток кроз турбину: 2.1% укупног масеног протока горива и оксидатора,
- однос мешања у гасогенератору: 0.23,
- специфични импулс гасогенератора: $(I_{sp})_{gg}=850 \text{ Ns/kg}$.

Одредити перформансе коморе ракетног мотора: F_C , $(I_{sp})_C$, r_C .

Решење:

Укупни масени проток горива и оксидатора једноставно се одређује на основу следећих израза:

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{sp}} = \frac{40000}{2720} = 14.706 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$r = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F}, \quad \dot{m} = \dot{m}_F + \dot{m}_O \Rightarrow$$

$$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{1+r} = \frac{14.706}{1+2.52} = 4.178 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$\dot{m}_O = \frac{r\dot{m}}{1+r} = \frac{2.52 \cdot 14.706}{1+2.52} = 10.528 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Масени проток оксидатора за обезбеђење пресуризације резервоара:

$$\dot{m}_{OP} = 0.03 \cdot 0.01 \cdot 10.528 = 0.00316 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

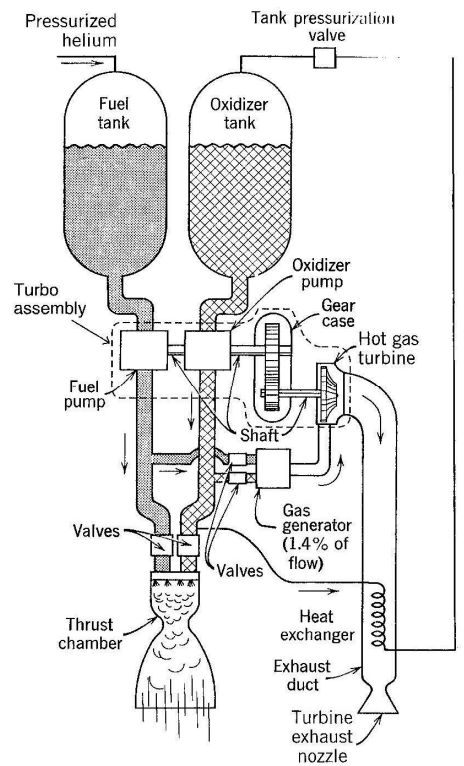
Масени проток неопходан за покретање турбине:

$$\dot{m}_T = 0.021 \cdot \dot{m} = 0.021 \cdot 14.706 = 0.309 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Масени протоци оксидатора и горива за покретање турбине:

$$\dot{m}_{OT} = \frac{r_{gg}}{1+r_{gg}} \dot{m}_T = \frac{0.23}{1+0.23} \cdot 0.309 = 0.0578 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

$$\dot{m}_{FT} = \dot{m}_T - \dot{m}_{OT} = 0.309 - 0.0578 = 0.2512 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$



Уз задатак П.4.4

Потисак који производи гасогенератор:

$$F_{gg} = (I_{sp})_{gg} \dot{m}_{gg} = 850 \cdot 0.309 = 262.6 \text{ N}$$

Потисак који је резултат истицања гасова насталих у комори:

$$F_C = F - F_{gg} = 40000 - 262.6 = 39737.4 \text{ N}$$

Масени проток гасова у комори (тј. млазнику) ракетног мотора:

$$\dot{m}_C = \dot{m} - \dot{m}_{OP} - \dot{m}_T = 14.706 - 0.00316 - 0.309 = 14.394 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Специфични импулс коморе:

$$(I_{sp})_C = \frac{F_C}{\dot{m}_C} = \frac{39737.4}{14.394} = 2760.7 \frac{\text{Ns}}{\text{kg}}$$

Коначно, однос мешања компонената у комори мотора је:

$$r_C = \frac{\dot{m}_{OC}}{\dot{m}_{FC}} = \frac{\dot{m}_O - \dot{m}_{OP} - \dot{m}_{OT}}{\dot{m}_F - \dot{m}_{FT}} = \frac{10.528 - 0.00316 - 0.0578}{4.178 - 0.2512} = \frac{10.467}{3.927} = 2.665$$

П.4.5. У комори ракетног мотора калибра $d=300 \text{ mm}$, вредност термичког флуksа је $\dot{Q} = 1.2 \text{ MW/m}^2$. Одредити температуру на унутрашњој страни челичног зида коморе, ако је дебљина термоизолационог слоја $\delta_1=3 \text{ mm}$, дебљина зида коморе $\delta_2=5 \text{ mm}$, а термичка проводност изолационог материјала $\lambda_1=3 \text{ W/mK}$. Температура на унутрашњој страни изолационог слоја је $T_1=2100 \text{ K}$.

Решење:

Израз за кондукцију за цилиндричну геометрију гласи:

$$\dot{Q} = 2\pi\lambda_1 \frac{T_1 - T_2}{\ln \frac{r_2}{r_1}}$$

Карактеристични радијуси термоизолационог материјала су:

$$r_2 = \frac{d}{2} - \delta_2 = \frac{300}{2} - 5 = 145 \text{ mm}$$

$$r_1 = r_2 - \delta_1 = 145 - 3 = 142 \text{ mm}.$$

Коначно се из првог израза добија тражена температура:

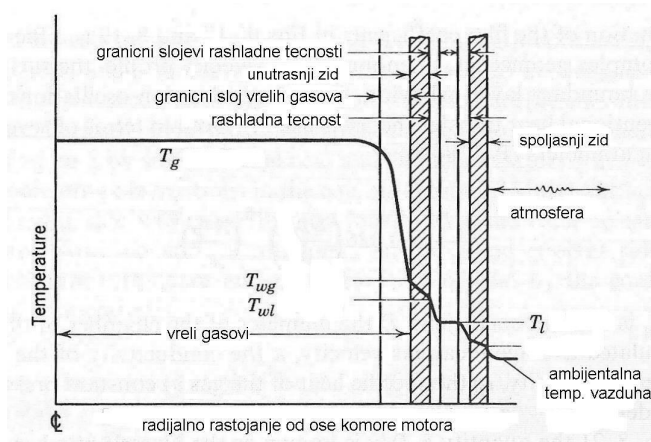
$$T_2 = T_1 - \frac{\dot{Q}}{2\pi\lambda_1} \ln \frac{r_2}{r_1} = 2100 - \frac{1.2 \cdot 10^6}{2\pi \cdot 3} \ln \frac{145}{142} = 2100 - 1332 = 768 \text{ K (495}^\circ\text{C)}.$$

П.4.6. Комора ракетног мотора са течним горивом хлађена је регенеративно. Познати су следећи подаци:

- дебљина зида коморе, $w=0.445 \text{ mm}$,
- средња топлотна проводљивост материјала зида коморе (челик), $\lambda=43.24 \text{ W/(mK)}$,
- температура гаса у комори, $T_g=3033 \text{ K}$,
- средња температура расхладне течности, $T_l=311.1 \text{ K}$,
- коефицијент конвекције за гранични слој гаса, $k_g=147 \text{ W/(m}^2\text{K)}$,
- коефицијент конвекције за гранични слој течности, $k_l=205900 \text{ W/(m}^2\text{K)}$.

Одредити утицај промене коефицијената конвекције k_g и k_l (при осталим непромењеним условима) на количину пренете топлоте и на температуру зида коморе са обе стране.

Решење:



Уз задатак П.4.6

Основни закон преноса топлоте може се писати у облику:

$$\begin{aligned}\dot{q} &= \frac{\dot{Q}}{A} = k(T_g - T_l) = \\ &= \frac{T_g - T_l}{\frac{1}{k_g} + \frac{w}{\lambda} + \frac{1}{k_l}} = k_g(T_g - T_{wg}) = \frac{\lambda}{w}(T_{wg} - T_{wl}) = k_l(T_{wl} - T_l)\end{aligned}$$

где су коришћене ознаке као на скици.

Из претходних релација најпре се одређује термички флуks:

$$\dot{q} = \frac{3033 - 311.1}{\frac{1}{147} + \frac{0.445 \cdot 10^{-3}}{13.24} + \frac{1}{205900}} = 399230 \text{ W/m}^2,$$

а затим и температуре зида коморе са стране гаса и са стране течности:

$$\begin{aligned}T_{wg} &= T_g - \frac{\dot{q}}{k_g} = 3033 - \frac{399230}{147} = 317 \text{ K}, \\ T_{wl} &= T_l + \frac{\dot{q}}{k_l} = 311.1 + \frac{399230}{205900} = 313 \text{ K}.\end{aligned}$$

У наредној табели су представљене промене количине пренете топлоте и температуре зида, при промени коефицијената конвекције.

Промена коефицијента конвекције (%)		Промена количине пренете топлоте, \dot{q} (%)	Температура зида (K), са стане...	
k_g	k_l		...гаса, T_{wg}	...течности, T_{wl}
50	100	50	324.4	321.1
100	100	100	337.2	330.5
200	100	198	362.8	349.4
400	100	389	415.6	386.1
100	50	99	356.1	349.4
100	25	98	393.3	386.7
100	12.5	95	460.0	397.8
100	6.25	91	596.0	590.5

Уочава се да промена коефицијента k_g значајно утиче на промену количине пренете топлоте, али благо утиче на промену температуре зида.

Утицај коефицијента k_l има сасвим супротан ефекат.

5. КАРАКТЕРИСТИЧНИ КОЕФИЦИЈЕНТИ РАКЕТНОГ МОТОРА

У Табели 5.1 представљени су тзв. карактеристични коефицијенти ракетног мотора. Сваки од њих на одређен начин описује извесне карактеристике ракетног мотора. У табели су дате ознаке и дефиниције коефицијената, одговарајући изрази за њихово израчунавање, као и основне смернице за примену.

Табела 5.1. Карактеристични коефицијенти ракетног мотора

коефицијент	формула	примена/значење
K_1 – однос почетне масе горива и укупне масе ракете	$K_1 = \frac{m_g}{m_R}$, где су: m_g – маса горива, m_R – маса ракете	Применом једначине Циолковског брзина ракете на крају активне фазе је $v = u_{ef} \ln \frac{1}{1 - K_1},$ где је u_{ef} ефективна брзина гасовитих продуката сагоревања
K_i – однос површине сагоревања погонског пуњења и површине канала кроз који струје ови продукти сагоревања, коефицијент Победоносцева	$K_i = \frac{S_b}{A_p}$, где су: S_b – површина горења, A_p – површина проточног пресека	За одређену погонску материју вредност коефицијента K_i дефинише појаву ерозивног сагоревања која може изазвати нагли раст притиска у комори. За цилиндричан канал пречника D и дужине L , важи $K_i = \frac{4L}{D}$
K_l (или K_n) – однос површине сагоревања погонског пуњења и површине критичног пресека	$K_l = \frac{S_b}{A_{kr}}$, где су: S_b – површина горења, A_{kr} – површина грла млазника	За одређену погонску материју, истоветне вредности параметра K_l обезбеђују сличне унутрашњебалистичке карактеристике мотора, као што су притисак и слика струјања продуката сагоревања.
K_2 – однос површине проточног пресека кроз који струје продукти сагоревања погонског пуњења и површине критичног пресека	$K_2 = \frac{A_p}{A_{kr}}$, где су: A_p – површина проточног пресека, A_{kr} – површина грла млазника	Постоје граничне вредности за овај коефицијент, јер његово прекомерно смањивање ствара неповољне услове опструјавања погонског пуњења, долази до термичких оптерећења, појаве ерозивног сагоревања и наглог пораста притиска у комори.
K_3 – коефицијент смештаја, дефинисан као однос површине попречног пресека спољашњег пречника пуњења са унутрашњим пресеком коморе	$K_3 = \frac{A_{ps}}{A_{ku}}$, где су: A_{ps} – спољашњи попречни пресек погонског пуњења, A_{ku} – површина смештајног простора у комори	За нпр. сноп цевчица (n цевчица, спољашњег пречника d_s , дужине L и дебљине δ): $K_3 = n \left(\frac{d_s}{D_{ku}} \right)^2,$ $K_{is} = \frac{4L}{d_s} \frac{1 - K_3}{K_3},$ $K_{iu} = \frac{4L}{d_s - 2\delta}.$
K_4 – коефицијент испуне, дефинисан као однос површине попречног пресека погонског пуњења и унутрашњег пресека коморе	$K_4 = \frac{A_{ps} - A_{pu}}{A_{ku}}$, где су: A_{ps} – спољашњи попречни пресек погонског пуњења, A_{pu} – унутрашњи попречни пресек горива, A_{ku} – површина смештајног простора у комори	За нпр. сноп цевчица (n цевчица, спољашњег пречника d_s) у комори унутрашњег пречника D_{ku} : $K_4 = n \frac{d_s^2 - (d_s - 2\delta)^2}{D_{ku}^2}.$

6. УПРАВЉАЊЕ ВЕКТОРОМ ПОТИСКА

6.1. Основни принципи

Осим што се примарно користи за погон ракете, погонска група може да генерише силе и моменте који доводе до ротирања ракете и омогућавају управљање летом ракете. Управљање вектором потиска, путем механизма који ће бити описани у даљем тесту, обезбеђује управљење пропињањем, скретањем и ваљањем ракете.

Све хемијски засноване погонске групе могу бити снабдеване неким од система за управљање вектором потиска (УВП, енгл. TVC – thrust vector control). Неки од ових система могу да се примене и код мотора са чврстим горивом и мотора са течном погонском метеријом, као и код хибридних система, али је већина конципирана за примену у само једној од ових група.

Генерално постоје два концепта система за УВП:

- Системи за УВП за моторе са једним млазником, и
- Системи за УВП за моторе са два или више млазника.

Важно је приметити да системи за УВП могу да функционишу само онда када мотор ради, односно када се генерише излазни млаз.

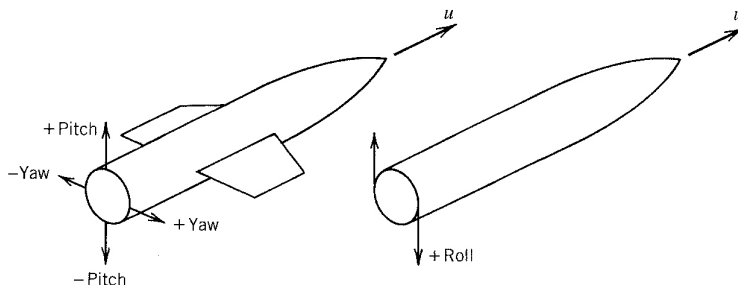
Други приступ реализацији система за управљање ракетом заснива се на примени фиксних или покретних аеродинамичких површина и веома је ефикасан за управљање летом у домену земљине атмосфере. Велика већина система војне намене управо користе овај вид управљања. И поред извесних недостатака, ефективност аеродинамичких система у погледу њихове масе, момената које стварају, потрошње енергије, тешко да може да буде надмашена било којим другачијим системом управљања.

Кључна предност система са УВП је у томе што он може да функционише независно од тога да ли се ракета налази у атмосфери, тј. омогућава управљање ракетом на великим висинама (при веома малим атмосферским притисцима) и у вакууму (у свемиру).

Системи за УВП користе се за:

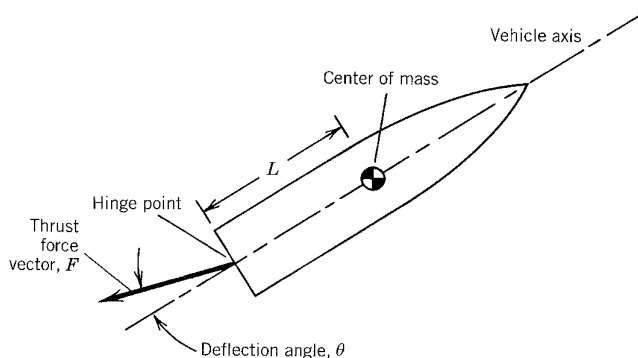
- Остваривање жељене трајекторије пројектила (нпр. промену путање тако са прати циљ),
- Промену положаја ракете и њену ротацију у току активне фазе лета,
- Корекцију путање (нпр. у односу на програмирану) или положаја пројектила у току активне фазе лета,
- Корекцију несаосности потиска код система са фиксним млазником (у случају да основни вектор потиска није усмерен ка центру масе ракете).

Момент пропињања доводи до подизања или обарања врха прокетила, момент скретања помера врх ракете бочно, док момент ваљања изазива обртање ракете (сл. 6.1).



Слика 6.1. Дефиниција момената пропињања, скретања и ваљања ракетног пројектила

Уобичајено, вектор потиска је коаксијалан са осом ракете и пролази кроз њен центар масе. Моменте за управљање пропињањем и скретањем могуће је остварити једноставним закретањем вектора потиска. За реализацију момента ваљања неопходно је користити више млазника или више лопатица за закретање струје. На слици 6.2 приказана је реализација момента пропињања закретањем коморе или млазника.



Слика 6.2. Саопштавање момента пропињања ракети путем закретања млаза (ово се реализује закретањем млазника или целог мотора); вредност момента је $FL \sin \theta$

6.2. Механизми за УВП са једним млазником

Постоји велики број различитих механизма који се успешно користе за УВП и они се могу класификовати у четири категорије:

1. Механичко закретање млазника или целог мотора,
2. Уметање термоотпорних покретних тела у излазни млаз; ово доводи до закретања дела струје,
3. Бочно убризгавање флуида у дивергентни део млазника доводи до асиметричног изобличења надзвучног струјања гаса,
4. Увођење посебних уређаја за генерисање потиска (не користи се основно струјање кроз млазник).

Свака од ових категорија система за УВП може се реализовати на више начина. У табели 6.1 илустровано је неколико најзначајнијих механизма система за УВП. Њихов детаљнији опис дат је у табели 6.2.

6.3. Механизми за УВП са више мотора или млазника

Сви раније разматрани механизми могу обезбедити потребне моменте пропињања и скретања ракете. Међутим, управљање ваљањем може се остварити само ако постоје:


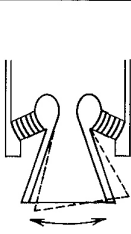
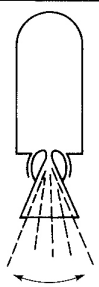
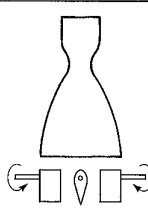
- бар два одвојена покретна млазника, или
- четири фиксна импулсна млазника, или
- две лопатице у излазном млазу из једног млазника.

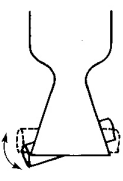
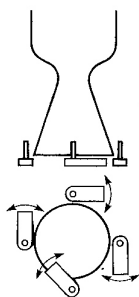
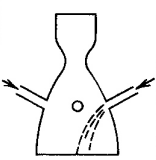
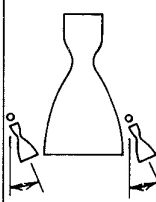
У случају постојања више комора ракетног мотора или код система са више млазника могуће је применити било који од раније анализираних система за УВП карактеристичних за системе са једним млазником.

Једини суштински другачији приступ илустрован је на сл. 6.3. Систем са диференцијалним затварањем млазника нема зглобове и не заснива се на раније анализираним концептима. Састоји се од четири фиксна млазника са међусобно паралелним осама. Два од четири млазника се селективно

затварају (уобичајено је да се потиска смањује на 2 до 15%). Млазници могу да се напајају истим системом, али могу и припадати одвојеним али идентичним ракетним моторима.

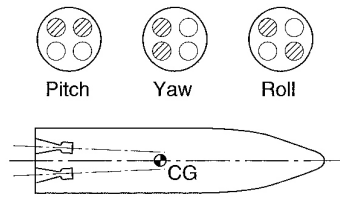
Табела 6.1. Шематски приказ осам различитих механизма за УВП. Актуатори и структурни детаљи нису приказани. Системи који се користе код мотора са чврстом погонском материјом обележени су са S, док су системи карактеристични за РМ са течним горивом означени су са L.

Zglob ili kardan	Fleksibilni višeslojni lezaj	Fleksibilni zglob za mlaznik	Lopalice u mlazu
			
Universal joint suspension for thrust chamber	Nozzle is held by ring of alternate layers of molded elastomer and spherically formed sheet metal	Sealed rotary ball joint	Four rotating heat resistant aerodynamic vanes in jet
L	S	S	L/S

Jetavator	Prepreke u mlazu	Bocno ubrizgavanje	Mali upravljacki motori
			
Rotating airfoil shaped collar, gim-balled near nozzle exit	Four paddles that rotate in and out of the hot gas flow	Secondary fluid injection on one side at a time	Two or more gimbaled auxiliary thrust chambers
S	S	S	L

Табела 6.2. Механизми за управљање вектором потиска: примена, предности и недостаци

Тип	Т/Ч	Предности	Недостаци
зглоб или кардан	Т	Једноставна и доказана технологија; потребан мали момент за закретање; $\pm 12^\circ$, време рада ограничено само количином горива; веома мали губитак потиска	неопходан флексибилни систем цевовода; велика инерција покретних делова; велики актуатори за велике брзине обртања
покретни млазник (флексибилни лежај)	Ч	Испитана технологија; нема проблема са заптивањем; једноставни актуатори, до $\pm 12^\circ$	велике актуаторске силе; велики моменти на ниским температурама; променљиве актуаторске силе
покретни млазник (ротирајућа кугла са гасним заптивањем)	Ч	Испитана технологија; нема губитка потиска ако покреће цео млазник; до $\pm 20^\circ$	сложен систем заптивања; променљив момент потребан за закретање; ограничено трајање
лопатице у млазу	Т/Ч	Испитана технологија; потребна мала снага за актуатор; велика брзина закретања; компактна конструкција	губици потиска од 0,5 до 3%; ерозија лопатица; ограничено трајање; повећава дужину ракете
препреке у млазу	Ч	Испитана технологија; потребна мала снага за актуатор; велика брзина закретања; управљање ваљањем са једним млазником; $\pm 9^\circ$	губици потиска; ерозија лопатица, али само када је препрека у млазу; ограничено трајање;
jetavator	Ч	доказан на ракети Поларис; потребна мала снага за актуатор; мала маса система	ерозија и губитак потиска; изазива рецикулацију гаса на дну ракете; ограничено трајање
бочно убризгавање течности	Т/Ч	испитана технологија; баластна маса система надокнађује се енергијом убризгане течности; велика брзина закретања; лака адаптација на различите моторе; може се тестирати пре употребе; компоненте се могу поново користити; време рада ограничено само количином течности; $\pm 6^\circ$	најбоље перформансе се постижу са токсичним течностима; тешкоће са смештањем резервоара и система за напајање; понекад захтевно одржавање; могућност цурења или стварања токсичних продуката сагоревања; ограничен на мале углове ротирања вектора потиска
бочно убризгавање врелих гасова	Т/Ч	лагана конструкција; мала снага актуатора; велика брзина роторања; мала запремина-компактност; мали губитак перформанси	проблеми са клизним контактима и заптивањем вентила за врели гас; ограничено време рада; захтева посебне вентиле и цевоводе за врели гас; технологија још није сасвим доказана
помоћни мотори са зглобовима	Т	доказана технологија; напајање преко главне турбопумпе; мали губитак перформанси; компактност; мала снага актуатора; неограничено време рада	увођење додатних компонената усложњава систем; мали моменти који делују на ракету; већ дуже време се не примењује
коришћење гаса после изласка из турбине	Т	једноставна конструкција; мали губитак перформанси; мала маса система; испитана технологија	ограничене бочне силе; користи се само за управљање ваљањем



Слика 6.3. Систем за УВП са четири непокретна млазника. На дијаграму осенчене површине означавају затворен млазник или значајно смањен потисак. Већи потисци које имају отворени млазници обезбеђују одговарајуће обртне моменте. Код управљања ваљањем, треба имати у виду да су млазници благо нагнути и да њихови појединачни вектори потиска не пролазе кроз центар масе ракете.

Литература:

1. Sutton, G.P., Biblarz, O.: Rocket propulsion elements, 7 ed, John Wiley and Sons, 2001.
2. Hill, P.G., Peterson, C.R.: Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, 2nd edition, Pearson, 2010.
3. Глигоријевић, Н. и др.: Ракетни мотори са чврстом погонском материјом: изабрана поглавља, Војнотехнички институт, Београд, 2013.
4. Јауковић, Ђ.: Основи ракетне технике; Део I: Ракетни погон, Војна академија копнене војске ЈНА, 1972.
5. Милиновић, М.: Ракетни погон - Скрипта са предавања на Машинском факултету у Београду
6. Благојевић, Ђ.: Ракетни погон - Скрипта са предавања на Машинском факултету у Београду
7. Јојић, Б., Благојевић, Ђ., Пантовић, А., Милосављевић, В.: Приручник за пројектовање сондажних ракета. Том II: Погонска група, САОЈ, Београд, 1978.
8. Савковић, М.: Утицај облика погонског пуњења на карактеристике ракетног мотора са чврстом погонском материјом, Кумулативна научнотехничка информација, Војнотехнички институт, Београд, 2009.