

Машински факултет у Београду
Катедра за системе наоружања

ОСНОВИ ПОГОНА ПРОЈЕКТИЛА

Други део: 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.

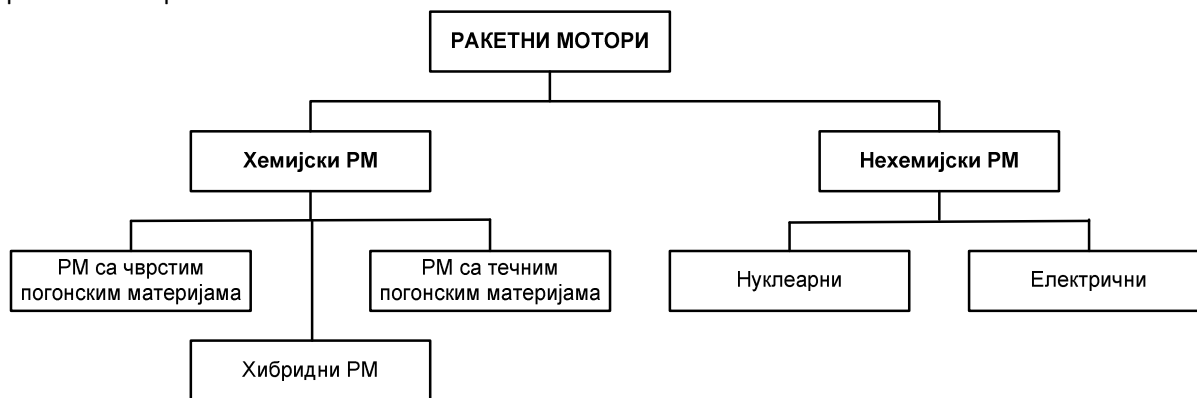
Према врсти енергије која се у мотору користи за убрзавање радног тела, реактивни мотори се деле на две основне групе: хемијске и нехемијске моторе (сл. 1). Код првих се користи хемијска (унутрашња, потенцијална) енергија погонских материја, а код друге групе остали видови енергије (нуклеарна, електрична, 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. 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 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 уобличије у погонско пуњење одређеног геометријског облика које се поставља у комору сагоревања.

У ракетним моторима на течном гориво, 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 ракета 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 маршеви 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:

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

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

$$\frac{dm}{dt} < 0, \text{ маса тела се смањује са временом}$$

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.

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

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 .

2.2.1. Брзина истицања продуката сагоревања

Претпоставке:

- ✓ једнодимензионо струјање,
- ✓ адијабатски процес,
- ✓ продукти сагоревања понашају се као идеалан гас.

- 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:

$$v_i = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_0 \left(1 - \bar{p}_i^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right)}$$

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

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

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

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

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

2.3. Основни параметри перформанси ракетног мотора

У овом одељку биће дефинисани и анализирани кључни параметре 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:

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

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

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

добија се

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

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. Одабрани примери

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

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

$$\begin{aligned} dF &= \underbrace{\dot{m}}_{\rho A v} dv_i + dp_i A_i + p_i dA_i - p_a dA_i = \rho_i A_i v_i dv_i + dp_i A_i + (p_i - p_a) dA_i = \\ &= A_i \underbrace{(dp_i + \rho_i v_i dv_i)}_{0, \text{ на основу закона о одржању кол. кретања}} + (p_i - p_a) dA_i \end{aligned}$$

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)?

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

а)

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

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

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

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

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.2.5. 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 $T_0=2800$ K. Претпостављајући да је однос специфичних топлота $\kappa=1.30$ и гасна константа производа сагоревања $R=355.4$ J/kgK, одредити површину попречног пресека грла млазника, излазног пресека млазника, брзину у грлу млазника и излазну температуру.

Решење:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

П.2.6. 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:

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

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

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

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

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

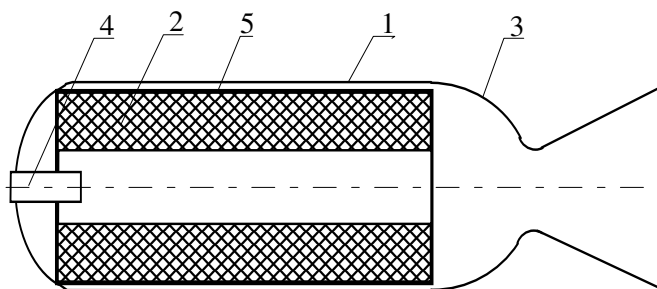
$$\varepsilon = \frac{A}{A_{kr}} = \left(\frac{d}{d_{kr}}\right)^2 = \left(\frac{0.2}{0.1}\right)^2 = 4$$

$$\varepsilon = f\left(\kappa, \frac{p_0}{p}\right) \Rightarrow f\left(1.2, \frac{p_0}{p}\right) = 4 \Rightarrow \text{нумеричким путем се једноставно добија } \frac{p_0}{p} = 22.98$$

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

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, припаливање, 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.

3.3. Основна унутрашњебалистичка једначина ракетног мотора

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

Полазимо од закона о одржању масе:

$$\begin{aligned}
m_g &= m_k + m \Rightarrow \dot{m}_g = \dot{m}_k + \dot{m} \\
\rho_g S_b \frac{dw}{dt} &= \frac{d}{dt}(\rho V) + \frac{p A_{kr}}{c^*} \quad (p \equiv p_0) \\
\rho_g S_b r &= V \frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{dV}{dt} + \frac{p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow \\
\rho_g S_b r &= V \frac{d}{dt} \left(\frac{p}{RT} \right) + \rho S_b r + \frac{p A_{kr}}{c^*} \Rightarrow \\
S_b r (\rho_g - \rho) &= \frac{V}{RT} \frac{dp}{dt} + \frac{p A_{kr}}{c^*} \quad (\rho_g \gg \rho) \Rightarrow \\
\boxed{\frac{V}{RT} \frac{dp}{dt} &= \rho_g S_b r - \frac{p A_{kr}}{c^*}}
\end{aligned}$$

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.

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 .

3.4. Облици пуњења ракетних мотора

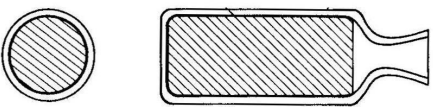
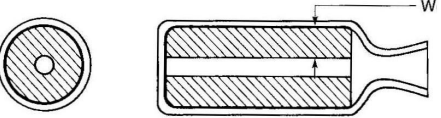
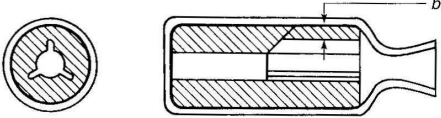





Као што се види из основне једначине притиска у комори ракетног мотора, сам облик (геометријска конфигурација) погонског пуњења дефинише површину сагоревања S_b а тиме и притисак у комори, као и потисак ракетног мотора. Стога су у Табели 3.1 наведене основне геометријске конфигурације погонских пуњења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

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

$$L/D \text{ - виткост цилиндричног пуњења,}$$

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

Табела 3.1. Основне геометријске конфигурације погонских пуњења и њихове карактеристике

	Конфигурација	w_f	L/D	V_f	Крива потиска
1.	Чеоно пуњење 	>1	---	0.90...0.98	неутрална
2.	Цилиндрично пуњење 	0.5...0.9	1...4	0.80...0.95	прогресивна
3.	Цилиндрично пуњење са прорезима 	0.5...0.9	1...4	0.80...0.95	неутрална
4.	Звезда пуњење 	0.3...0.6	---	0.75...0.85	неутрална
5.	Пуњење "вагонски точак" 	0.2...0.3	---	0.55...0.70	неутрална
6.	Вишеструко перфорирано пуњење 	0.1...0.3	---	0.65...0.85	прогресивна/ дегресивна
7.	"Dog bone" пуњење 	0.2...0.3	---	0.60...0.85	неутрална
8.	Дендритно пуњење 	0.1...0.2	1...2	0.55...0.70	неутрална

3.5. Одабрани примери

П.3.1. 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.

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

Изрази за генерисану масу продуката сагоревања и масени проток кроз млазник

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

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

$n > 1$; $\Delta p \nearrow \Rightarrow m_g > m \Rightarrow \Delta p \nearrow \Rightarrow$ експлозија

$\Delta p \searrow \Rightarrow m_g < m \Rightarrow \Delta p \searrow \Rightarrow$ гашење

$n < 1$; $\Delta p \nearrow \Rightarrow m_g < m \Rightarrow \Delta p \searrow \Rightarrow$ саморегулација

$\Delta p \searrow \Rightarrow m_g > m \Rightarrow \Delta p \nearrow \Rightarrow$ саморегулација

П.3.3. На основу измереног притиска у експерименталном мотору $p=p(t)$, одредити параметре закона сагоревања ракетног горива (b, n) .

$r = bp^n$ 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:

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

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

С обзиром 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.3.4. 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 .

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

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

$$\text{за } T_{00} \Rightarrow p_{00} = Z[b(T_{00})]^{\frac{1}{1-n}} = Zb_0^{\frac{1}{1-n}}$$

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

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.3.5. 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.3.6. Одредити вредност конструкционог параметра – угла η код звезда пуњења који обезбеђује неутралну криву притиска.

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.

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

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

Нумеричким путем се једноставно добијају решења за различит број кракова N

Број кракова звезде	Угао $\eta(^{\circ})$
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.

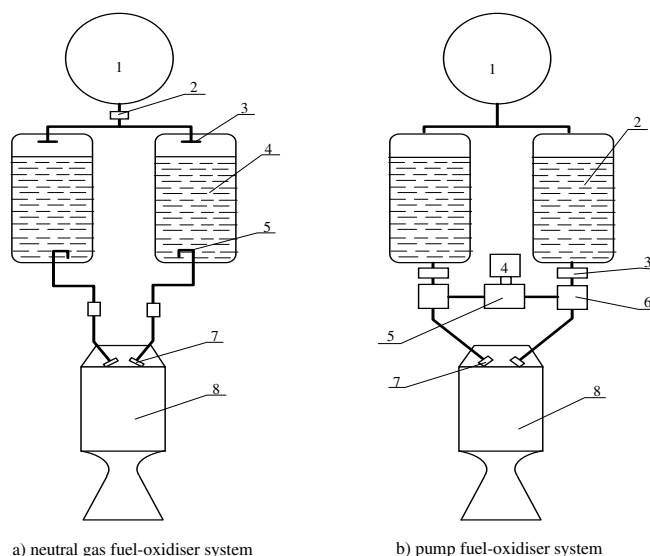
Гориво и оксидатор доводе се до коморе посебним водовима и тек у комори ступају у реакцију. Компоненте погонске материје уводе се у комору сагоревања кроз бризгаљке. Предњи део коморе у коме су распоређене бризгаљке назива се глава коморе или глава за убризгавање. Када гориво и оксидатор дођу у контакт 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. 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 вишекратног 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 освежававању 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 смеси 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 смеси 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 Менделјејева (H, Li, Be, B, C, Mg, Al, Si и др). Мађутим, 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 $\text{H}_2\text{N}-\text{NH}_2$. Карактеристична особина ове матрије 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 (поменута 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 бризгалке распоређене у глави мотора. 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.

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 samozапљиве 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 samozапљивих 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 несамозапљивих 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 K 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^*).

Распашивање погонских материја у ракетном мотору на течно гориво врши се помоћу бризгалки. 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 течно гориво примењују се два типа бризгалки: струјне и центрифугалне.

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 течној фази, 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°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.

4.4. 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 $\kappa=1.26$. За оптималне услове рада, при којима је $p_i=p_a=0.1$ 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 створаних и теоријских вредности специфичних импулса 97%, а коефицијената потиска 98%.

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:

$$\rho_O = 1139 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \text{ (кисоник } O_2), \rho_F = 70.5 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \text{ (водоник } H_2)$$

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 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 $p_{1k} = p_{2k} = 5 \text{ bar}$

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.4.3. Дати су следећи подаци за ракетни мотор са течним горивом и напајањем помоћу турбо-пумпи:

- 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_O (I_{sp}) и r_C .

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

$$\begin{aligned} \dot{m} &= \frac{F}{I_{sp}} = \frac{40000}{2720} = 14.706 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \\ r &= \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F}, \quad \dot{m} = \dot{m}_F + \dot{m}_O \Rightarrow \\ \dot{m}_F &= \frac{\dot{m}}{1+r} = \frac{14.706}{1+2.52} = 4.178 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \\ \dot{m}_O &= \frac{r\dot{m}}{1+r} = \frac{2.52 \cdot 14.706}{1+2.52} = 10.528 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \end{aligned}$$

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:

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

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

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:

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