

Машински факултет у Београду
Катедра за системе наоружања

ОСНОВИ КОНСТРУИСАЊА СИСТЕМА НАОРУЖАЊА

Погон ракета

handouts

1. УВОД – ОПШТИ ПОЈМОВИ О РАКЕТНИМ МОТОРИМА

1.1. Врсте погона пројектила

На бази основне поделе 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.

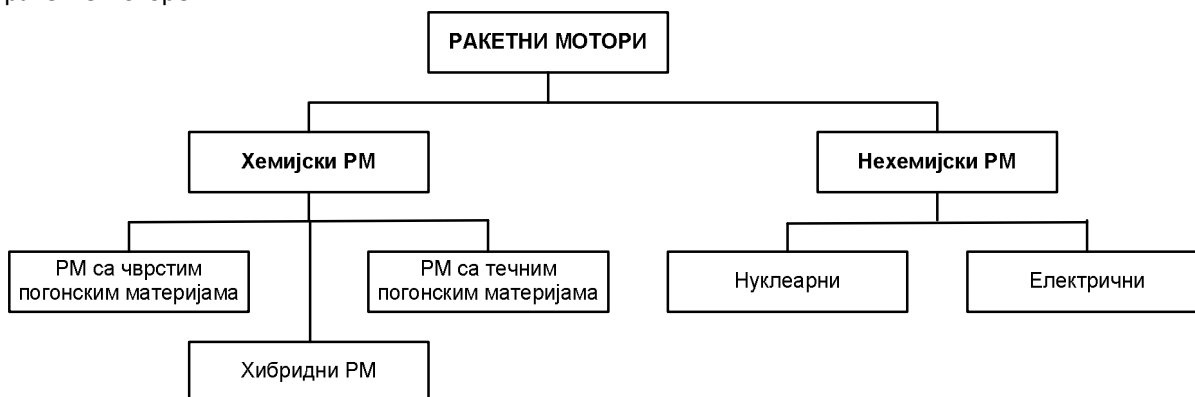
Према врсти енергије која се у мотору користи за убрзавање радног тела, реактивни мотори се деле на две основне групе: хемијске и нехемијске моторе (сл. 1.1). Код првих се користи хемијска (унутрашња, потенцијална) енергија погонских материја, а код друге групе остали видови енергије (нуклеарна, електрична,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

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

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

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

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.

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

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

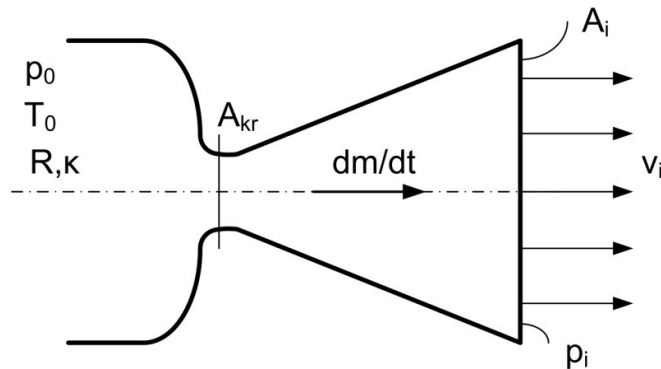
$$F = \dot{m} v_i + (p_i - p_a) A_i.$$

Експанзиони режим зависи од разлике притисака $p_i - p_a$:

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 представљени 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.

2.2.1. Брзина истицања продуката сагоревања

- ова брзина одређује се применом закона о одржању енергије:

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

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

- ако процес експанзије гаса сматрамо адијабатским, може се писати:

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

- 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:

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

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

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

добија 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

Степен ширења млазника је однос излазне и критичне површине млазника:

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

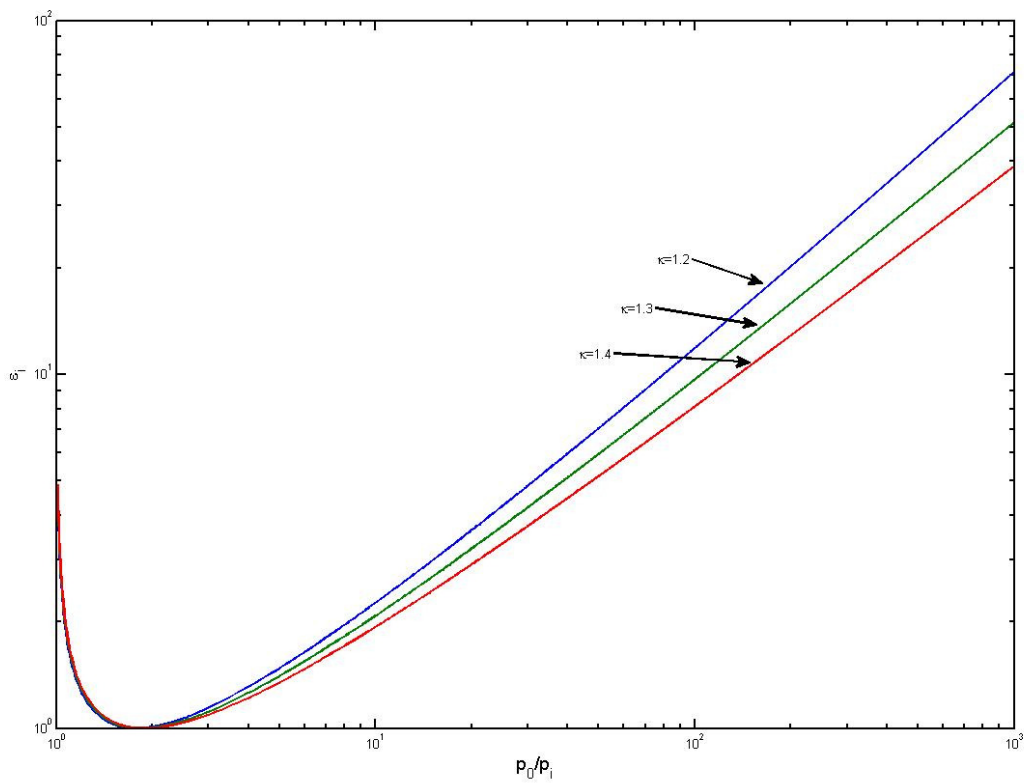
Ако се имају у виду раније изведени изрази:

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

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

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

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:

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

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

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

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. 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
Хемијски – чврсти или течни бипропелант	2000...4100	2500...4100	$10^{-2} \dots 100$	неколико сек. до неколико мин.	продукти сагоревања	У примени
Течни монопропелант	1800...2230	600...800	$10^{-1} \dots 10^{-2}$	неколико сек. до неколико мин.	N_2H_4	У примени
Нуклеарна фисија	5000...8600	2700	$10^{-2} \dots 30$	неколико сек. до неколико мин.	H_2	У развоју
Резистотет	1500...3000	2900	$10^{-4} \dots 10^{-2}$	дани	H_2, N_2H_4	У примени
Електротермички	2800...12000	20000	$10^{-4} \dots 10^{-2}$	дани	H_2, N_2H_4	У примени
Електромагнетни	7000...25000	-	$10^{-6} \dots 10^{-4}$	недеље	H_2	У примени
Соларни	4000...7000	1300	$10^{-3} \dots 10^{-2}$	дани	H_2	У развоју

2.5. 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.

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

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

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)?

Решење:

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

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, $m_0=200$ kg
- коначна маса ракете, $m_f=130$ kg
- маса бојеве главе, $m_w=110$ kg
- време рада мотора, $t=3.0$ s
- средњи специфични импулс мотора, $I_{sp}=2400$ 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, $T_0=2800$ K,
- 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.2.5. 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:

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

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

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

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

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

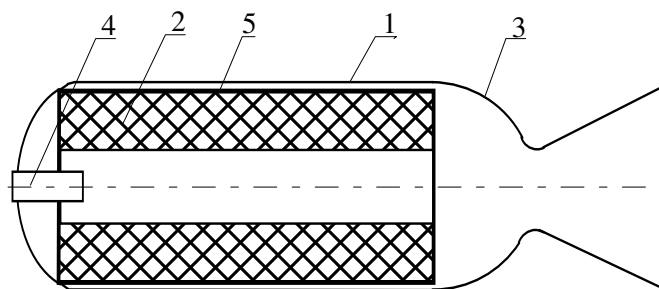
$$\varepsilon = \frac{A}{A_{kr}} = \left(\frac{d}{d_{kr}}\right)^2 = \left(\frac{0.2}{0.1}\right)^2 = 4$$

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

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

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, 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.

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 ракетна погонска група која укључује још и резервоаре и остале елементе система.

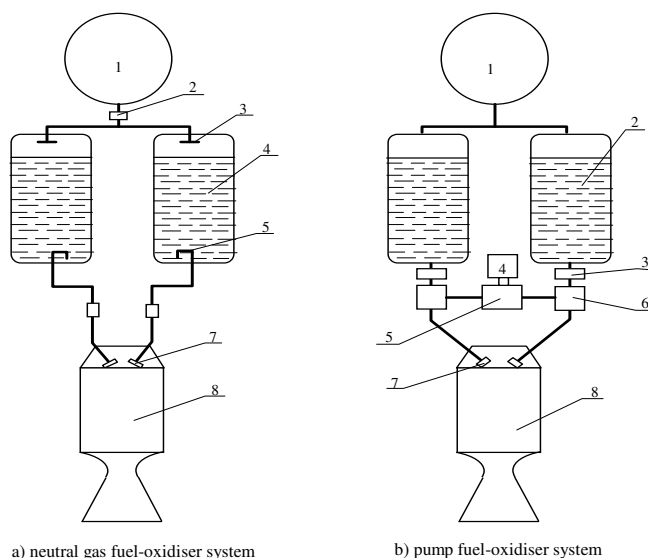
Гориво и оксидатор доводе се до коморе посебним водовима и тек у комори ступају у реакцију. Компоненте погонске материје уводе се у комору сагоревања кроз бризгалке. Предњи део коморе у коме су распоређене бризгалке назива се глава коморе или глава за убризгавање. Када гориво и оксидатор дођу у контакт 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
- напајање 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 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.

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 опиљцима 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 Менделеејева (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 $\text{H}_2\text{N}-\text{NH}_2$. 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 провидан, безбојан 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.