

Основи конструисања система наоружања

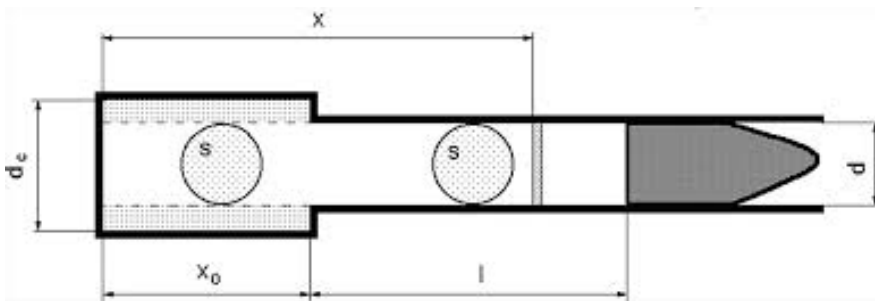
Ракетни погон

Проф. др Предраг Елек

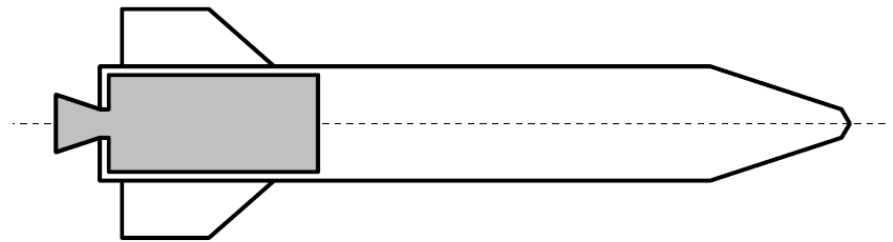
кабинет 444
pelek@mas.bg.ac.rs

Врсте погона пројектила

- подела пројектила према врсти погона:
 - класични пројектили
 - **унутрашња балистика** – убрзавање пројектила у цеви оруђа/оружја у веома кратком временском интервалу (реда милисекунде)
 - ракетни пројектили
 - **ракетни погон** - ракетни пројектили се покрећу помоћу погонске групе, тј. ракетног мотора који представља саставни део пројектила и чији рад траје знатно дуже (реда неколико секунди)



класични пројектил



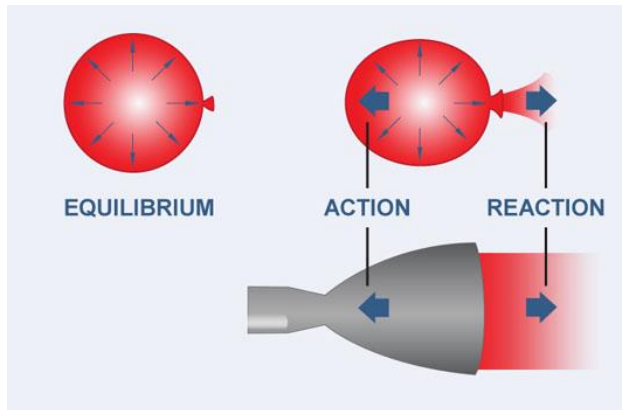
ракетни пројектил

- **ракетни погон** – научна дисциплина која се бави проучавањем ракетних мотора
 - пројектовањем, конструкцијом, испитивањем и производњом ракетних погонских група

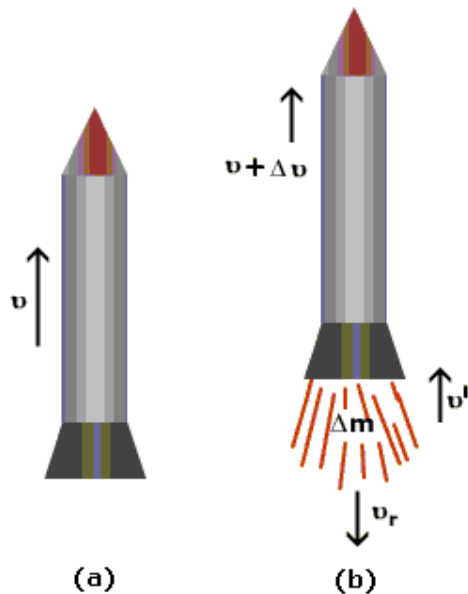
Класификација реактивног погона

- Ракетни погон је део **ракетне технике** заједно са
 - **Динамиком лета ракета** (ракетодинамиком)
 - **Вођењем и управљањем ракета**
 - **Пројектовањем ракета и лансера**
- **Примена** ракетног погона
 - Системи наоружања
 - Погон свемирских ракета
 - Цивилне примене (противградне ракете, ...)
- Погонска сила – **потисак**
 - да би се пројектил (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 **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
 - мотори који раде на овом принципу називају се **реактивни мотори**.

Класификација реактивног погона



Принцип
реактивног
погона



Реактивни
погон ракетног
пројектила



Aeolipile,
Херонов млазни
мотор

Класификација реактивног погона

- за стварање потиска **неопходни** су:
 - извор енергије
 - радно тело
 - уређај (мотор) – изворну енергију претвара у кинетичку енергију радног тела
- реактивни мотори могу се **класификовати** према неком од обележја:
 - коришћени извор енергије,
 - погонски материјали,
 - намена,
 - конструкција, ...



Класификација реактивног погона

- подела реактивних мотора 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 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,...)
 - основна одлика ракетних мотора у односу на неракетне је њихова **аутономност** у односу на околну средину
 - аутономност значи да је њихов рад могућ **у било којој средини**, али не значи и да је од те средине независан
- 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)

Хемијски ракетни мотори

- у хемијским ракетним моторима енергија садржана у **погонској материји** претвара се у топлотну енергију радног тела најчешће путем **сагоревања**
- сагоревање се обавља у **комори сагоревања** где се хемијска енергија трансформише у топлотну
- топлотна енергија претвара се 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**
- ракетни мотори на **чврсто гориво**
 - чврста погонска материја представља физичку или хемијску смешу горива и оксидатора, приликом израде се уобличује у погонско пуњење
- ракетни мотори на **течно 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
- **хибридни** ракетни мотори
 - 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

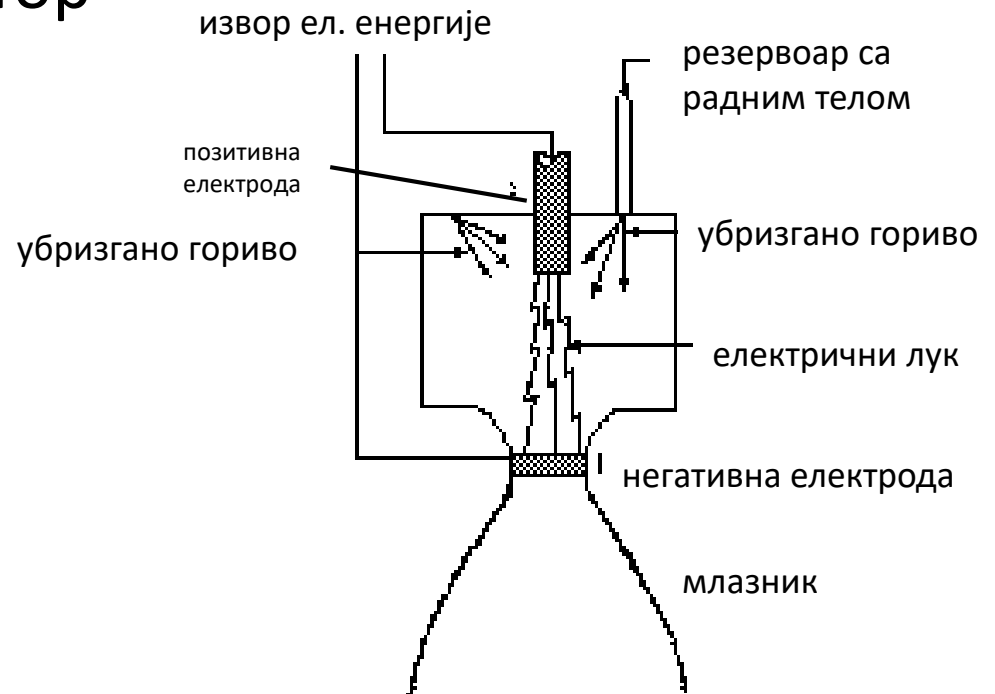
Нехемијски ракетни мотори

- **нуклеарни ракетни мотори**
 - 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
 - **радиоактивни изотопи**
- **електрични ракетни мотори** се деле на три основна типа:
 - **електролучни мотори** – у њима се 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 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; називају се 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**
- електрични ракетни мотори не могу се користити за погон ракета у пољу Земљине гравитације, где су потребни велики потисци, али су **погодни за космичка путовања**, када је ракета (космички брод) помоћу других врста ракетних мотора достигла потребне космичке брзине

Нехемијски ракетни мотори

Електрични ракетни мотор

- Електролучни принцип

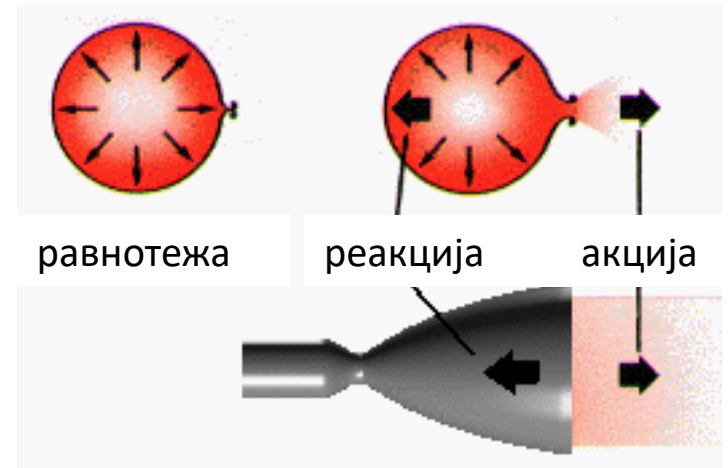
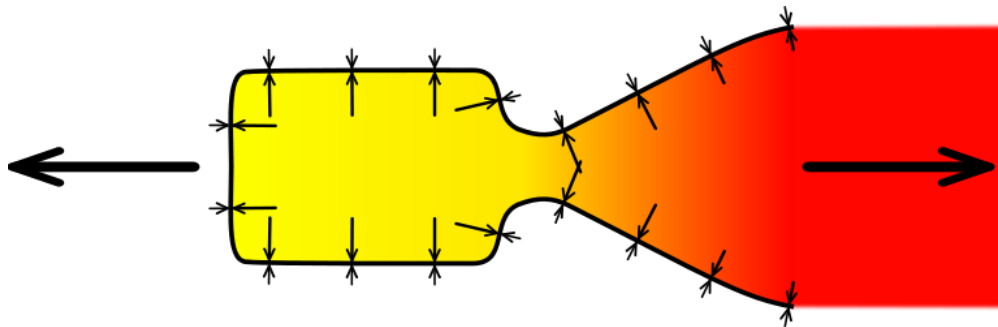


Остале поделе ракетних мотора

- Даља подела ракетних мотора може се извршити према намени на:
 - основне (маршевске) моторе
 - помоћне
 - лабораторијске моторе
- основни или маршевски мотори раде **на целом активном делу путање** ракете саопштавајући јој највећи део енергије; време рада им је значајно дуже од осталих ракетних мотора на летелици
- помоћни ракетни мотори су сви остали ракетни мотори на летелици који представљају **допуну основном мотору**
 - ова група мотора је разноврсна по намени:
 - 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**

Параметри перформанси ракетног мотора

- Потисак ракетног мотора



- F – потисак
- \dot{m} – масени проток гаса
- p_i – притисак на излазном пресеку
- p_a - атмосферски притисак
- A_i - излазна површина млазника

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

Параметри перформанси ракетног мотора

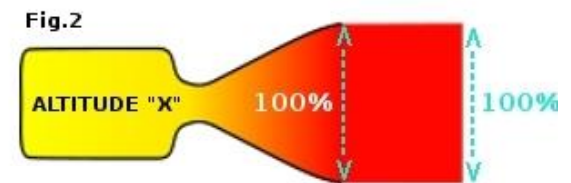
- Потисак ракетног мотора

- **Експанзиони режим** зависи од разлике $p_i - p_a$

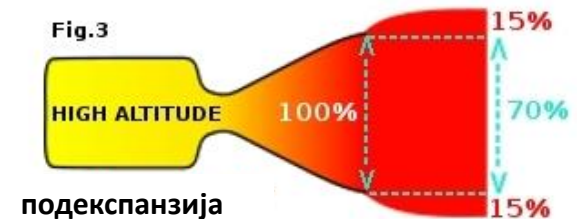
1. $p_i > p_a$ **подекспанзиони режим** (најповољнији и најчешће примењиван)
2. $p_i = p_a$ режим **пуне експанзије** (тзв. адаптиран млазник, излазна брзина млаза већа него у првом случају)
3. $p_i < p_a$ **режим надекспанзије** (негативан ефекат, повезан са "одцепљивањем" струје)



надекспанзија



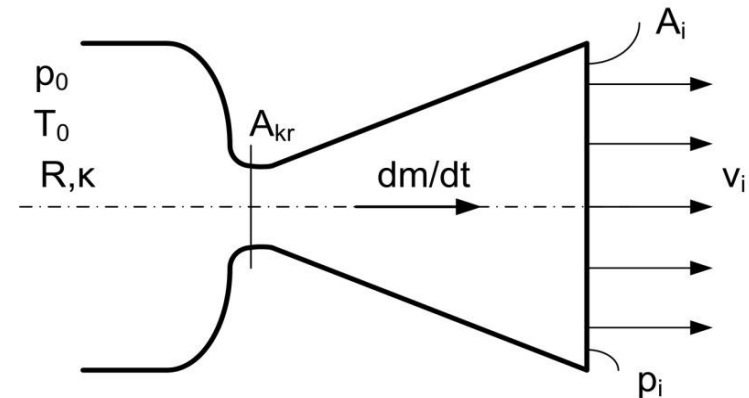
пуна експанзија



подекспанзија

Карактеристични параметри ракетног мотора

- **Идеални ракетни мотор**
 - ✓ 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).

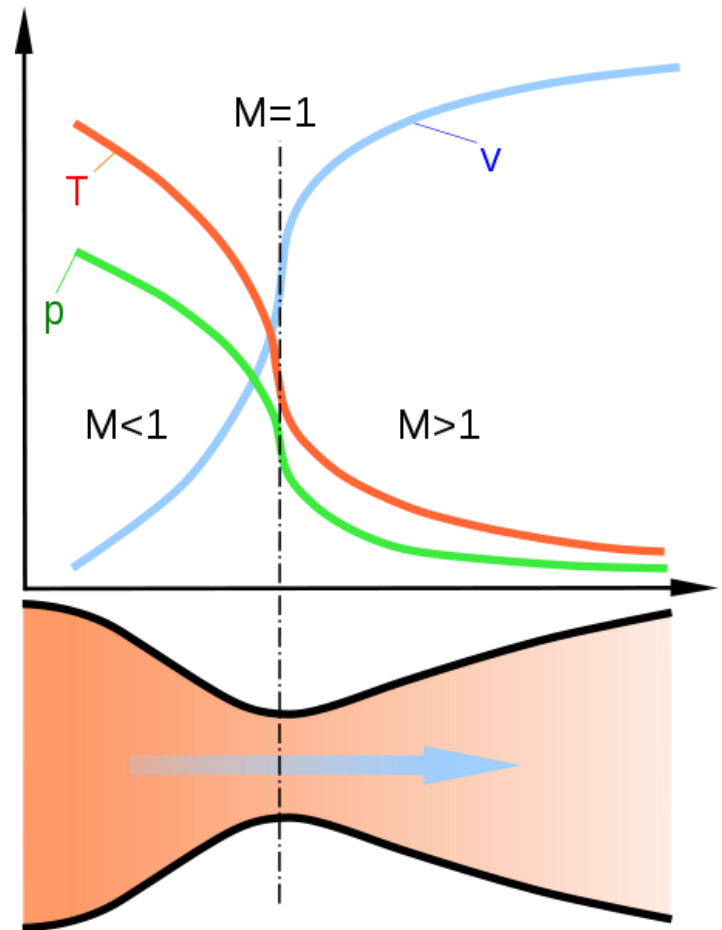


Карактеристични параметри ракетног мотора

- **Брзина истицања** продукта сагоревања
 - Применом законитости **термодинамике и динамике гасова** добија се:

$$v_i = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}$$

- Постоји **теоријски максимум** излазне брзине за сваку погонску материју



Струјање у конвергентно-дивергентном млазнику

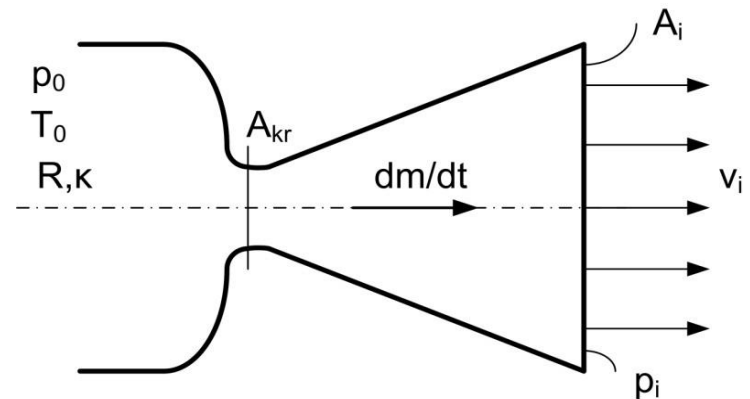
Карактеристични параметри ракетног мотора

- **Масени проток** продуката сагоревања
 - Максимални масени проток

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

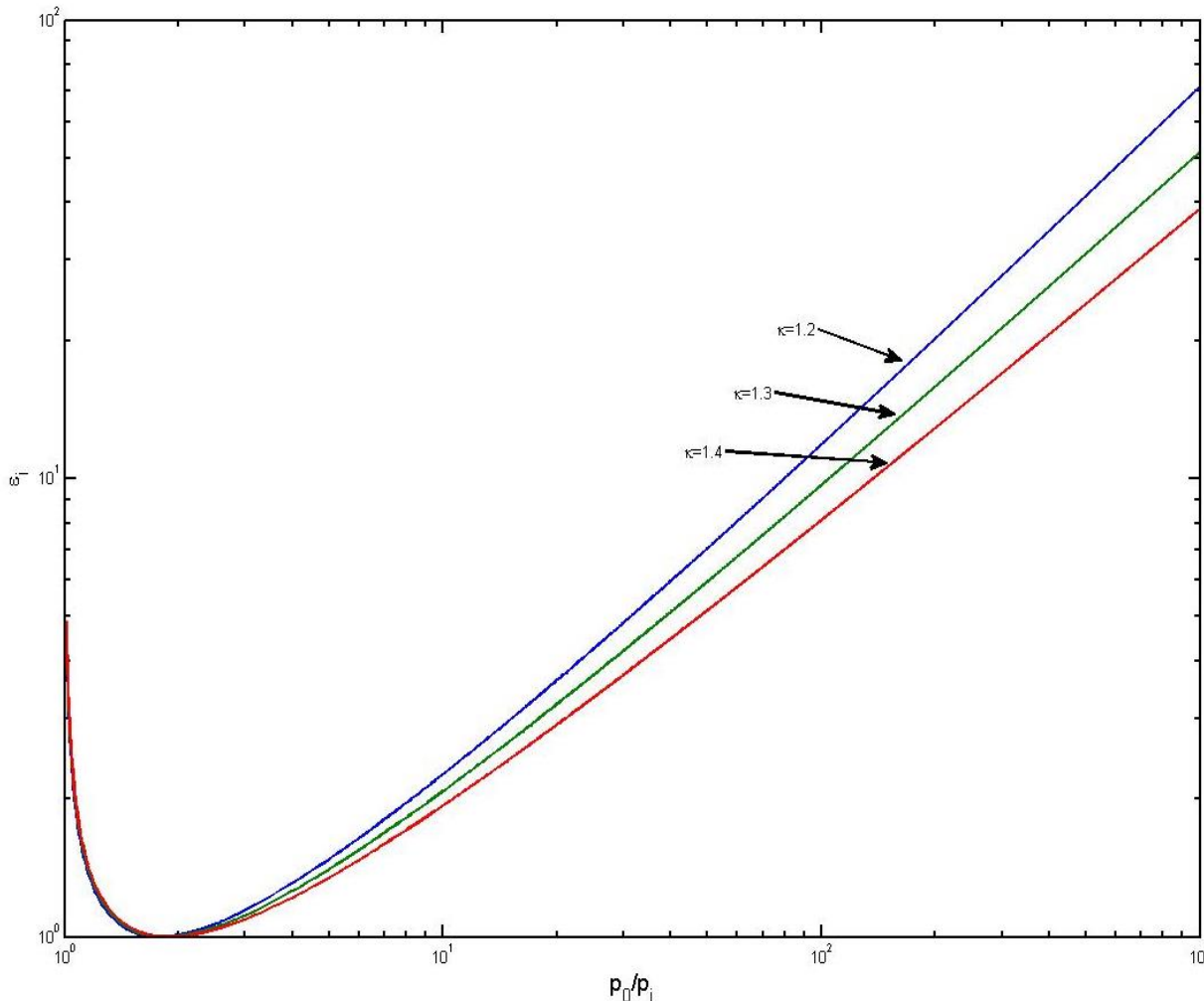
$$\Gamma = \Gamma(\kappa) = \sqrt{\kappa} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}$$

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



Карактеристични параметри ракетног мотора

- Степен ширења млазника $\varepsilon_i = \frac{A_i}{A_{kr}}$



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

**Зависност степена ширења
млазника од односа притисака**

Параметри перформанси ракетног мотора

- Потисак

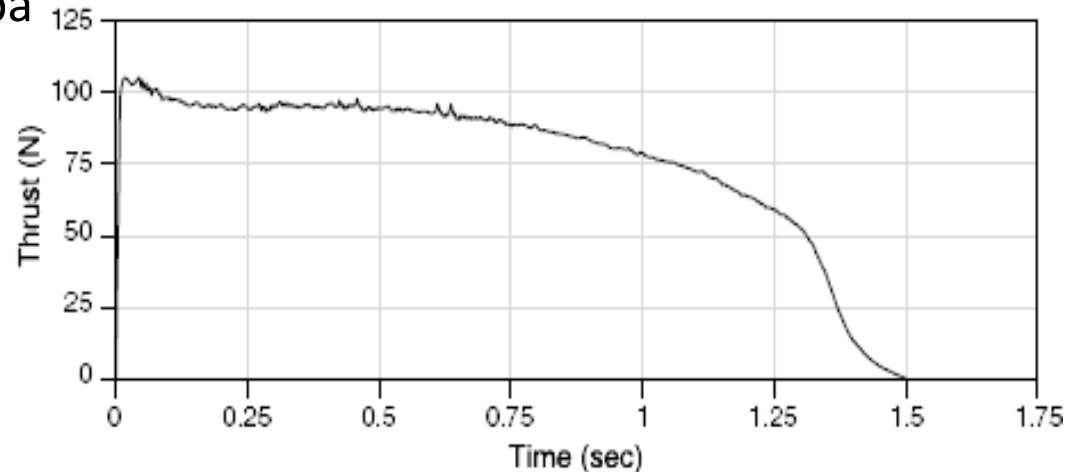
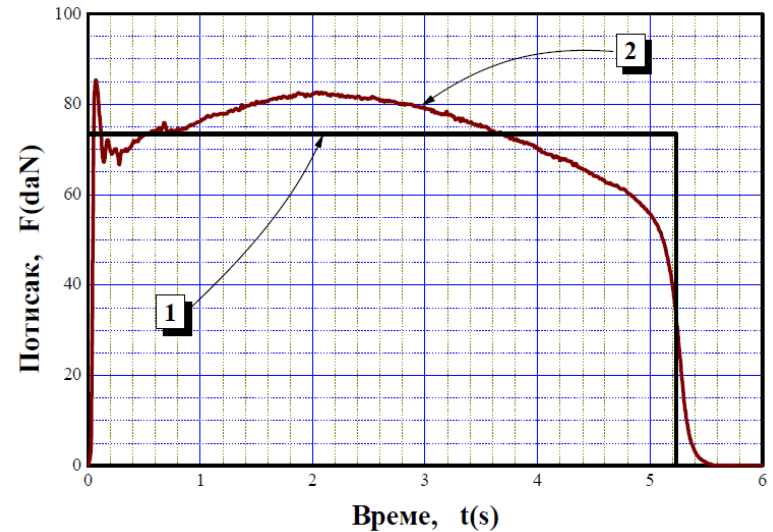
$$F = \dot{m}v_i + (p_i - p_a)A_i$$

- Тотални импулс (импулс потиска)

$$I_t = \int_0^{\tau} F(t)dt$$

где је τ – време рада мотора

**Типична крива
потисак - време**



Параметри перформанси ракетног мотора

- Специфични импулс

- диференцијална дефиниција

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

- интегрална дефиниција

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

- најзначајнији параметар перформанси ракетног мотора
- савремени ракетни мотори: $I_{sp} = 2000 \dots 4500 \text{ Ns/kg}$

Параметри перформанси ракетног мотора

- Карактеристична брзина (истицања)

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

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

- Коефицијент потиска

$$c_F = \frac{F}{p_0 A_{kr}} \quad c_F = \frac{v_i}{c^*} + \varepsilon_i \frac{p_i - p_a}{p_0}$$
$$c_F = \Gamma \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} + \varepsilon_i \left(\frac{p_i}{p_0} - \frac{p_a}{p_0} \right)$$

- коефицијент потиска дефинише квалитет процеса који се одвијају у млазнику ракетног мотора

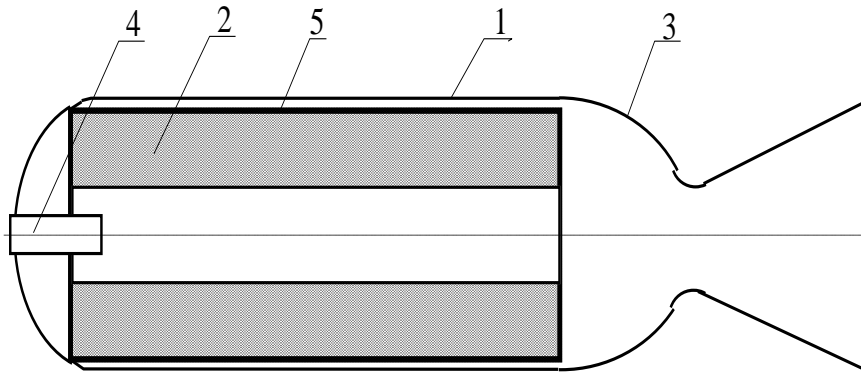
- Специфични импулс

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

- специфични импулс представља меру квалитета мотора као целине

Ракетни мотори са чврстим горивом

- Шематски приказ и основни делови

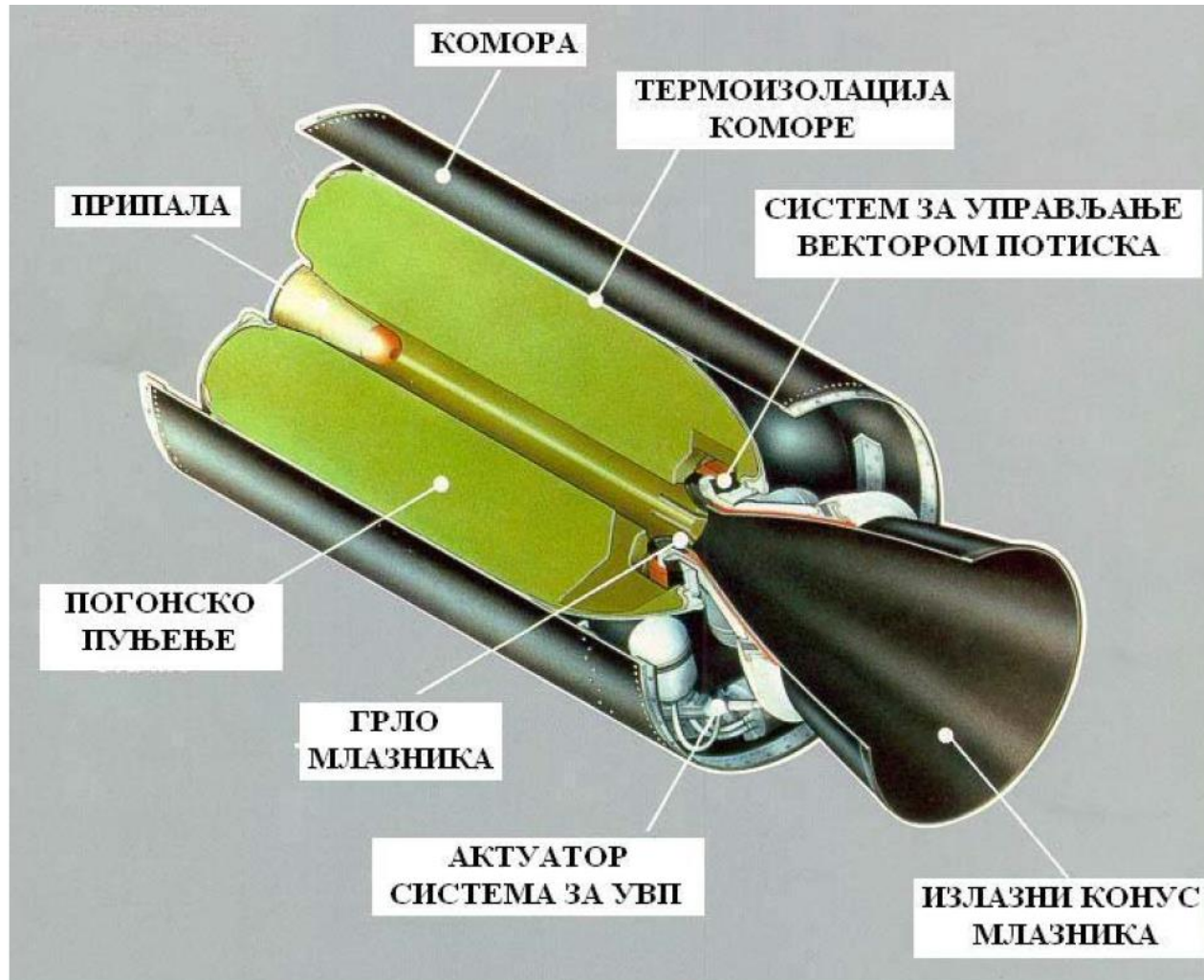


- 1 – комора сагоревања
- 2 – чврста погонска материја (пуњење)
- 3 – млазник
- 4 – припала
- 5 – инхибитор и термозаштита

- најважније **особености** РМ са чврстом погонском материјом:
 - једноставност конструкције и поузданост
 - једноставност руковања и складиштења
 - спремност за употребу
 - мањи трошкови развоја и производње у односу на ракетне моторе са течним горивом

Ракетни мотори са чврстим горивом

- Елементи ракетног мотора са чврстим горивом



Чврсте материје за погон ракета

Основни **захтеви** које треба да испуњавају чврсте ракетне погонске материје

- **енергетски**
 - из израза за специфични импулс види се да су **пожељне високе температуре сагоревања T_0** и **што ниже вредности моларне масе M** продукта сагоревања
 - што **већа густина** погонске материје
- **кинетички**
 - везани су за феномене сагоревања као што су **брзина сагоревања, припаљивање, стабилност сагоревања** и сл.
- **експлоатациони**
 - **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** продукта сагоревања, итд.

Чврсте материје за погон ракета

- 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** 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**

Чврсте материје за погон ракета

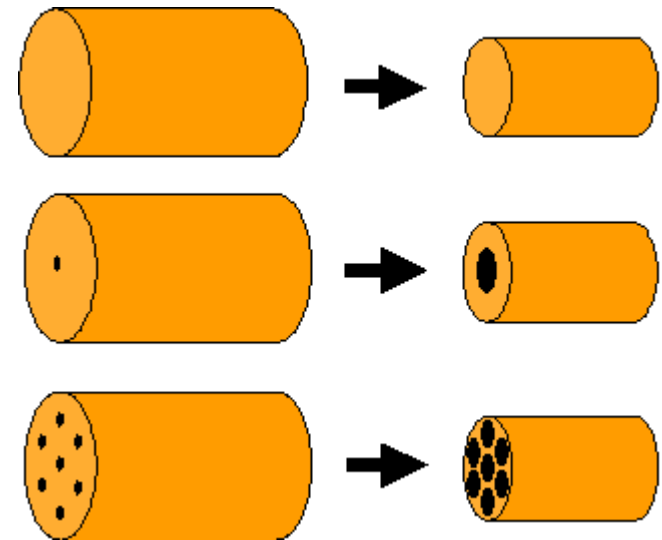
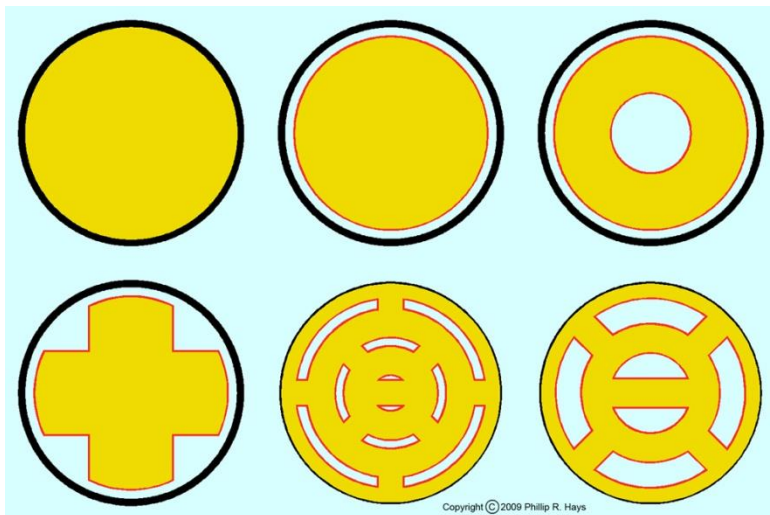
- **Хетерогене** (композитне) погонске материје – **механичке смеше** чврстих горива и оксидатора и разних додатака
- **Горива** за хетерогене погонске материје треба да испуњавају одређене посебне захтеве, као што су:
 - обезбеђење **добрих везивних својстава** да би се добиле потребне механичке карактеристике 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.
- **Горива** (везива) у композитним погонским материјама:
 - најпре **битумени**, а касније **полисулфидне гуме** (тиоколи), основни недостатак – веома низак специфични импулс
 - значајно побољшање - **примена полиуретанских полимера**
 - одлични резултати – примена горива на бази **бутадијенских полимера**
 - нешто ређе у примени су и други полимери: **поливинили**, **полиестри**, **полиетилени** и др.

Чврсте материје за погон ракета

- **Оксидатори** – минералне материје у кристалном облику
 - најчешће се употребљавају **перхлорати** и **нитрати**: 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 склоности 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
 - 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 горива – везива, **механичке особине** могу да варирају од врло тврдих и кртих, до меких и еластичних
- Пуњења од композитних материја праве се углавном **поступком ливења** – у калуп или директно у комору мотора

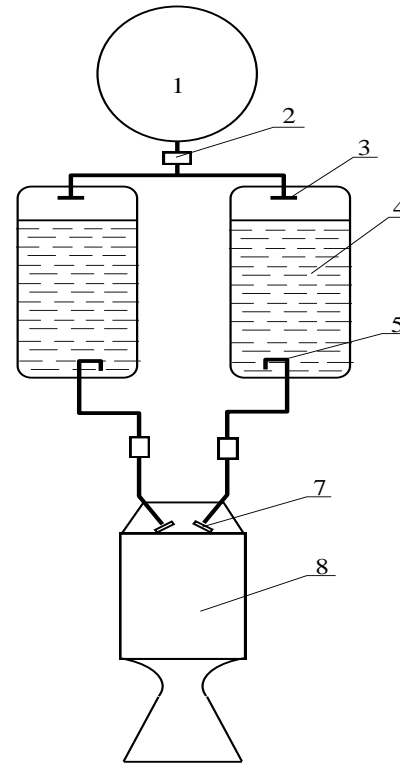
Чврсте материје за погон ракета

- Погонско пуњење – изглед и облик

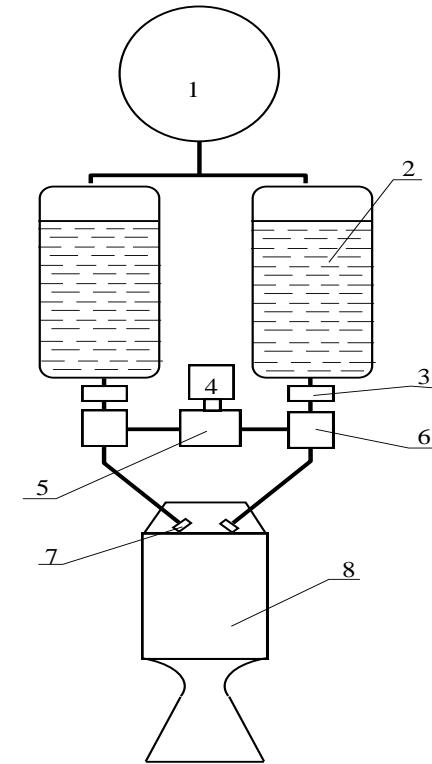


Ракетни мотори са течним горивом

- Главни склопови:
 - **комора сагоревања са млазником** која се често назива и комора мотора
 - **резервоари** са горивом и оксидатором
 - **систем за напајање** којим се погонске материје из резервоара потискују у комору
 - **систем за пуштање мотора у рад, регулацију и искључивање**



a) neutral gas fuel-oxidiser system



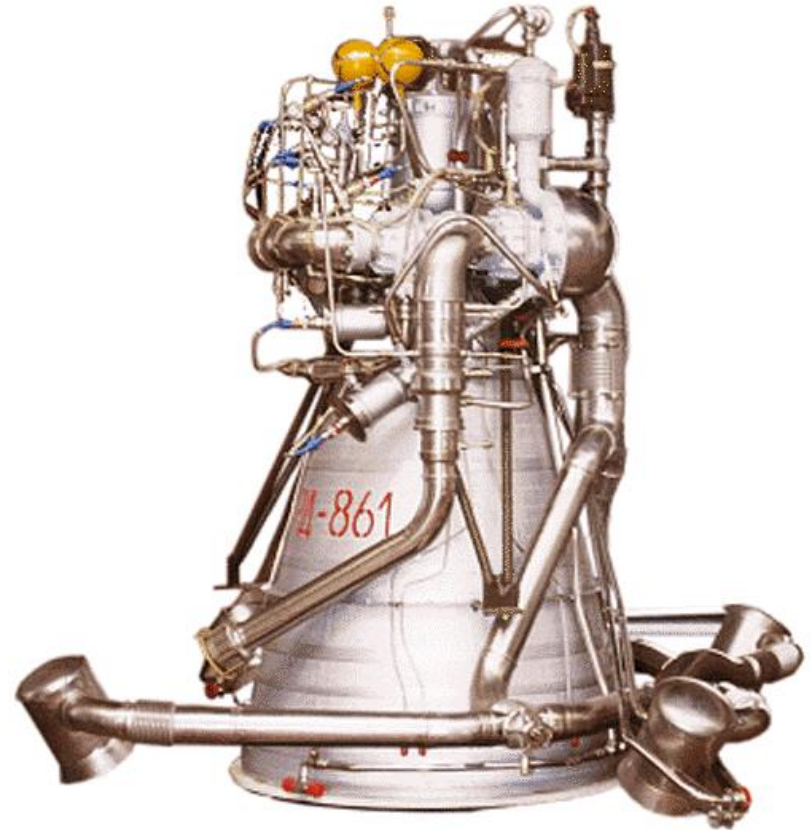
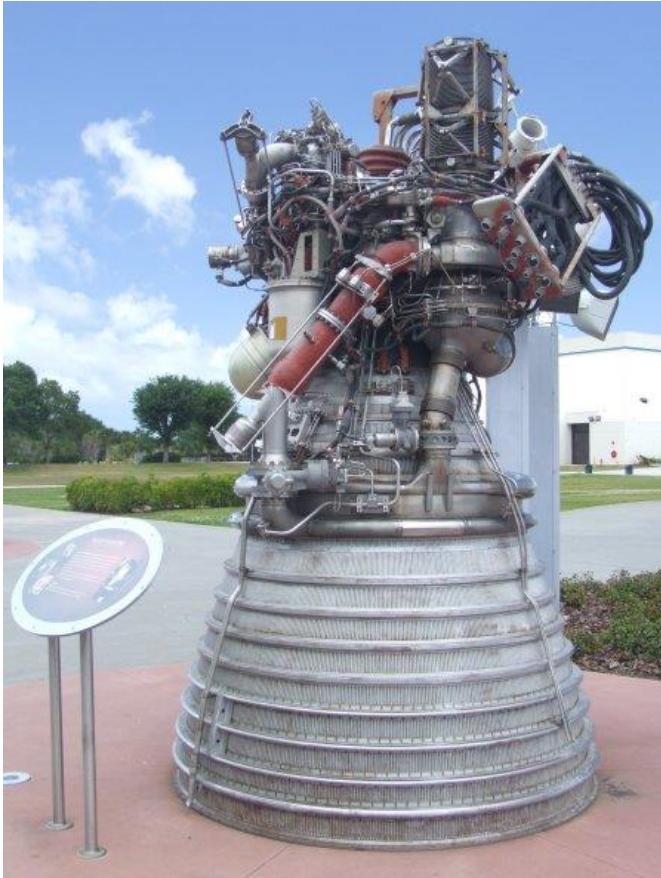
b) pump fuel-oxidiser system

Две концепције РМ са течном погонском материјом:

а) систем са напајањем под притиском неутралног гаса,

б) систем са напајањем помоћу турбопумпи

Ракетни мотори са течним горивом



Примери реализованих конструкција: J-2 и РД-861

Поређење карактеристика РМ са течном и чврстом погонском материјом

РМ са чврстим горивом

ПРЕДНОСТИ

- једноставност конструкције (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
- компатибилност различитих пуњења, комора и млазника
- производња у великим серијама (преко 200.000 ком/годишње)
- изузетно, поједини делови/склопови могу се користити више пута

НЕДОСТАЦИ

- велика опасност од експлозије
- посебни захтеви приликом транспорта ...
- у одређеним условима може доћи и до детонације пуњења
- промене температуре и грубо руковање могу довести до оштећења пуњења
- нема могућности вишеструке употребе, управљања вектором потиска или рестартовања
- потребан посебан систем за припаљивање
- продукти сагоревања најчешће су токсични и садрже амонијум-перхлорат
- гориво при складиштењу губи почетне карактеристике
- када се једном стартује, мотор има тачно дефинисане промене притиска и потиска
- немогућност откривања неправилности у пуњењу (пукотине и сл.)
- не могу се (у целини) тестирати пре употребе

Поређење карактеристика РМ са течном и чврстом погонском материјом

РМ са течним горивом

ПРЕДНОСТИ

- већи специфични импус за исту масу горива
- може се управљати зависношћу потисак-време
- могућа је потпуна контрола мотора пре старта
- комора може бити хлађена (и зато може имати малу масу)
- сторабилне погонске материје могу се чувати у резервоарима и дуже од 20 година
- коришћењем турбопумпи, 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

НЕДОСТАЦИ

- сложена констукција, велики број компонената, велики број могућих узрока отказа
- криогене погонске материје захтевају посебно заптивене и изоловане резервоаре
- пуњење резервоара се врши на лансирном месту
- цурење 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
- удар пројектила изазива цурење погонске материје или пожар (не и детонацију)
- мотор заузима велику запремину (мала густина погонских материја)
- код криогених погонских материја и мотора са великим потиском – кашњење старта

Течне материје за погон ракета

- **Енергија се може ослободити** као резултат следећих хемијских реакција:
 - реакција **сагоревања** (оксидације), која се најчешће користи у моторима са течном погонском материјом
 - реакција **разлагања**, када се топлота ослобађа као резултат разлагања сложених једињења на простија
 - реакција **рекомбинације** (асоцијације), топлота се ослобађа као резултат асоцијације атома или радикала у молекуле
- **Сагоревање** – размена електрона у спољашњој електронској љусци атома
- **Гориви елементи**
 - угљеник (C), водоник (H), бор (B), алуминијум (Al), литијум (Li), берилијум (Be) и др.
- **Оксидациони елементи**
 - кисеоник (O), флуор (F), хлор (Cl) и бром (Br). Флуор и кисеоник знатно ефикаснији
- **Горива и оксидатори** – сложена једињења у чији састав могу улазити и оксидациони и гориви елементи
- Ако се у једној течности налазе обе компоненте потребне за сагоревање – **једнокомпонентна**
 - нпр. мешавина водоник пероксида и алкохола може да сагорева сама (монергол или монопропеланти)
- Ако се погонске материје састоје од више течности зову се **проперголи**
 - најчешће су у примени **двокомпонентне погонске материје**
- Ако су двокомпонентне погонске материје међусобно samozапљиве – **хиперголи**
 - већина двокомпонентних погонских материја није хиперголична, потребан страни извор средства за припаљивање
- **Катерголи** – погонске материје које реагују само у присуству катализатора
 - катализатори побољшавају и убрзавају реакцију, а сами нису активни

Течне материје за погон ракета

- Основни **захтеви** за погонске материје **из услова високих перформанси**:
 - максимални специфични импулс
 - максимална густина
 - потребно је да буду у течном стању у целом температурском дијапазону експлоатације ракете
- Компоненте погонске материје користе се као **средства за хлађење коморе мотора**:
 - висока вредност специфичне топлоте
 - висока температура кључања
 - висока вредност топлоте испаравања
 - термичка стабилност
- Погонска материја **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
- Нема погонских материја које би испуниле све наведене услове – **нужни компромиси** при оптималном избору погонске материје

Течне материје за погон ракета

Оксидатори

- **количина оксидатора** у погонској материји је 2 до 6 пута већа од количине горива
- у савременим ракетама **маса погонске материје достиже и до 90% од укупне масе ракете**

Течни кисеоник (O_2 , LOx)

- прозачна течност плавкасте боје
- **температура кључања** на нормалном притиску му је $-183^{\circ}C$, а температура мржњења $-218^{\circ}C$
- критична температура је $-118^{\circ}C$
- највећа предност у односу на друге оксидаторе му је **ниска цена**
- основна сировина је ваздух, његово одвајање лако и захтева мали утрошак енергије
- производња течног кисеоника била је освојена давно пре његове примене у ракетној техници
- познато је да већина материјала мења своје механичке особине на ниским температурама
- за **израду резервоара** користе се бакар и његове легуре, 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.
- течни кисеоник непрекидно кључа, па његово дуже стокирање доводи до губитака услед испаравања
- течни кисеоник практично **је неотрован**, његове паре доприносе само освежавању атмосфере
- краткотрајан додир са кожом не представља опасност јер гасни слој који се образује спречава смрзавање



Течне материје за погон ракета

Оксидатори

Азотна киселина (HNO_3)

- кључа на температури $+86^\circ\text{C}$, а мрзне на -41°C
- концентрована азотна киселина има **малу постојаност** услед чега се при стокирању разлаже
- приликом разлагања ствара се вода, гасовити кисеоник и азотни оксиди
- услед разлагања у резервоару **повећава се притисак** због појаве гасовитог кисеоника, па чување није безопасно
- највећи недостатак азотне киселине је њена **висока корозиона активност**
- 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
- од шест разних **азотних оксида** за оксидаторе се користе само два: азот-диоксид (NO_2) и азот-тетроксид (N_2O_4)



Течне материје за погон ракета

Оксидатори

Водоник-пероксид (H_2O_2)

- широко се примењује у разним областима привреде, најчешће као **раствор у води** концентрације до 30%.
- у ракетној техници примењује се у концентрацији до 80 до 90% (остатак је вода)
- 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
- 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
- велики недостатак водоник-пероксида је **висока цена** (15 до 20 пута скупљи од азотне киселине или течног кисеоника) – добија се електролитички

Течне материје за погон ракета

Горива

Горива органског порекла

- у првом реду **деривати нафте**, најшира примена – **керозини**
 - 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** – у молекулу амонијака NH_3 замени се један, два или сва три атома водоника угљоводоничним радикалима
 - у поређењу са угљоводоницима и алкохолима имају знатно већу хемијску активност – са оксидаторима на бази азотне киселине чине самозапаљиве погонске материје
 - недостатак им је знатно већа цена од нафтних деривата и висока токсичност.

Течне материје за погон ракета

Горива

Хидразин ($\text{H}_2\text{N-NH}_2$)

- у молекулу има само један вид атома који сагоревају – атоми **водоника**
- 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)
- недостатак му је **висока температура мржњења** ($+1^\circ\text{C}$)

Течни водоник (LH_2)

- гасовити водоник је гас без боје, укуса и мириса, док је течни водоник **провидна, безбојна и лако запаљива течност**
- веома **ниска температура кључања** (на -253°C)
- нађени су ефикасни катализатори који омогућавају претварања водоника у течност
- у чистом облику водоник **није експлозиван**
- водоник **није токсичан**
- комбиновањем наведених оксидатора и горива добијају се **двокомпонентне** погонске материје
 - могуће су **практично све комбинације** наведених оксидатора и горива