

# Kuidas töötab tahkekütuse raketimootor<sup>1</sup>?

Vladislav-Venjamin Pustõnski

## Põhimõisted

Kaasaegset elu on võimatu ette kujutada ilma kosmoselendudeta. Me elame maailmas, kus tehiskaaslastest ja järelikult ka kosmoselendudest sõltuvad televisioon, internet, side, ilmaennustused jne. Tehiskaaslaste abil tehtavate uuringuteta ei ole kaasajal võimalikud astronoomia, teoreetiline füüsika ja paljud teised teadusharud.



Foto 1: Kanderaketi „Ares-1“ esimese astme TKRM-i maapealsed katsetused

Kosmoselennud aga ei ole võimalikud ilma kanderakettideta. Kuigi juba kaua aega on esitatud mitmeid mittereaktiivseid meetodeid kosmosesse lendamiseks (suurtükist kosmoseliftini), on seni ja ilmselt jääb pikaks ajaks raketid ainukeseks kosmosetranspordi vahendiks.

Iga raketi „süda“ on selle mootor. On olemas palju erinevaid raketimootori tüüpe, mis kasutavad töötamiseks erinevaid kütuseid - etanoolist ksenoonini. Need mootorid on võimelised arendama tõukejõudu newtoni murdosast kuni tuhandete meganewtoniteni. Tööpõhimõte on aga neil kõigil üks: nad paiskavad välja mingit ainet (nimetame seda tööaineks), mis mõjub raketile vastassuunalise tõukejõuna.

Raketimootori töö põhineb Newtoni teisel seadusel: jõud  $F$ , mis mõjutab raketti tööaine poolt on võrdne tööaine impulsi tuletisega aja järgi  $dp/dt$ :

$$\vec{F} = \frac{d\vec{p}}{dt} \quad (1)$$

Raketi impulss muutub tänu tööaine väljapaikamisele. Oletame, et kogu eemalepaisatav aine väljub raketist ühtlase kiirusega  $V$  (mida nimetatakse väljavoolu efektiivseks kiiruseks). Tööaine massiga  $dm$ , mis väljub raketist aja  $dt$  jooksul, omab impulssi  $dp = d(mV) = Vdm$ . Tänu sellele mõjub raketile jõud:

$$\vec{F} = \frac{dm}{dt} \vec{V} \quad (2)$$

Suurus  $dm/dt$  on tööaine väljavoolu kiirus ehk kütusekulu, kuna tööaine ongi raketikütus. Mootoris võib kütus enne väljapaikumist keemiliselt muutuda (nii vedelkütuse kui ka tahkekütuse mootoris), või lihtsalt kiirenduda nagu näiteks elektrilistes mootorites. Nagu

<sup>1</sup>Tahkekütuse raketimootor - edaspidi TKRM ja vedelkütuse raketimootor - VKRM

on näha valemist (2), on jõud seda suurem, mida suurem on väljavoolukiirus ja kütusekulu. Tehnilises kirjanduses nimetatakse rakettide poolt arendatavat jõudu tõukejõuks  $T$  ja mõõdetakse jõühikutes (nt. jõukilogrammides või jõutonnides, lihtsustatult öeldes kilogrammides või tonnides). Seetõttu avaldis (2) jagatuna normaalraskuskiirendusega  $g_0 \approx 9,81m/s^2$  annab valemi:

$$T = \frac{F}{g_0} = \frac{dm}{dt} \frac{V}{g_0} = \frac{dm}{dt} I_{sp} \quad (3)$$

Suurust  $I_{sp} = V/g_0$  nimetatakse eri-impulsiks (on lihtne veenduda, et eri-impulsi ühikuks on sekund). Juhul, kui rakettmootor töötab atmosfääris, siis valemid (2) ja (3) muutvad keerulisemaks: neisse lisandub liige, mis kirjeldab atmosfäärirõhu mõju rakettmootorile. Atmosfäärirõhk avaldab vastumõju mootori tõukejõule ja vähendab gaaside väljavoolu kiirust, takistades gaaside väljavoolu düüsidest. Nende efektide arvestamiseks eri-impulsi avaldis kirjutatakse kujul:  $I_{sp} = T/(dm/dt)$ . Sel juhul eri-impulss ei ole enam lineaarses sõltuvuses väljavoolu kiirusega, kuid näitab siiski mootori kütusekulu ühe tonni tõukejõu kohta. Eri-impulss sõltub välisrõhust, atmosfääris on see väiksem kui vaakumis.

Eri-impulss  $I_{sp}$  ja tõukejõud  $T$  on iga rakettmootori põhikarakteristikud. Tõukejõud sõltub põhiliselt mootori mõõtmetest, eri-impulss aga eelkõige mootori tüübist, kasutatavast kütusest, aga ka sellest, kas mootor töötab atmosfääris või vaakumis. TKRM-de puhul on eri-impulss umbes 270 s, aga elektriliste mootorite puhul võib saavutada kümneid tuhandeid sekundeid. Väikese tõukejõu tõttu elektrilisi mootoreid ei kasutata kanderakettidel (nende tõukejõud on väiksem raketi kaalust ja nad ei suuda seda maast üles tõsta). Seda tüüpi mootoreid kasutatakse kosmoses manööverdamiseks. Põhimootoritena kasutatakse kanderakettidel peaaegu eranditult VKRM-e ja TKRM-e.

## Tahkekütuse rakettmootor



Foto 2: „Space Shuttle“ start. Kaks tahkekütuskiirendit annavad stardil umbes 80% tõukejõust (üle 2000 tonni).

Rakettide TKRM-d, nagu nähtub ka nende nimest, kasutavad töötamiseks tahket kütust. Omavahel segatud kütusekomponendid (põlev aine ja oksüdeerija) reageerivad keemiliselt, moodustuvad gaasid kiirenevad düüsid ja paiskuvad välja suure kiirusega. TKRM-i tähtsaimaks eeliseks võrreldes VKRM-ga on *suhteline odavus ja lihtne väljatöötamine ja valmistamine* (vastavate tehnoloogiate olemasolu korral muidugi) ja samuti *võimalus skaleerimiseks* st. tulevase suure mootori omadusi saab uurida kasutades väikesi mudelid, peale seda ei tekita suure mootori valmistamine raskusi. Just seetõttu kasutavad kõige suuremad olemasolevad rakettmootorid (nt. „Space Shuttle’i“ kiirendid) tahkekütust. Nende tõukejõud (umbes 1400 tonni) on peaaegu kaks korda suurem kui kõige võimsamatel VKRM-del (nõukogude mootorid RD-170/171 rakettidele „Energia“ ja „Zenit“ või ameerika F-1 mida kasutati rakettidel „Saturn-5“). Seejuures oli vaja ainult mõnda stendikatsetust, et antud mootor oleks kasutamiskõlblik. Katsetatud on veel võimsamaid TKRM-e tõukejõuga kuni 2500 tonni. Ka tänapäeval on raske ettekujutada VKRM-i loomist, millel oleks sarnane tõukejõud. Skaleerimine ei ole VKRM-de puhul tänapäeval võimalik ja iga mootor luuakse eraldi ning

läbib kümneid või koguni sadu stendikatsetusi enne tootmise alustamist. VKRM-i mõõtmete suurenemisel kasvab mootori loomise keerukus väga kiiresti. Mootrite RD-170/171 ja F-1 loomiseks kulus peaaegu kümme aastat.

TKRM-d on *oluliselt töökindlamad* kui VKRM-d. VKRM-del on tavaliselt palju liikuvaid osi, mis töötavad kõrgetel temperatuuridel ja rõhkudel. TKRM-del aga liikuvad osad praktiliselt puuduvad ja seetõttu polegi neis millelgi peale korpuse ja düüsi katki minna. Üks võimas TKRM võib asendada mitut väiksema võimsusega VKRM-i ületades neid lihtsuse ja töökindluse poolest.

Täiendavaks TKRM-de eeliseks on tahke kütuse *suur tihedus*. Tihedam kütus võtab vähem ruumi ja seetõttu on TKRM-i astmete mõõtmed väiksemad kui VKRM-i astmete omad. Seetõttu on TKRM-i valmistamine ja transport odavam ning lihtsustab ka startiseadeldisi. Lisaks sellele on tahkekütusega astmed tugevamad ja nad taluvad suuremaid kiirendusi. See aga tähendab, et koormise orbiibile viimine võib toimuda efektiivseima skeemi järgi, samuti lihtsustab astmete korduvkasutus. Kompaktsus ja suurte ülekoormuste talumine stardil on üheks põhjuseks, miks viimasel ajal kasutatakse TKRM-e ka kontinentidevahelistes ballistilistes raketites (Intercontinental Ballistic Missile – ICBM). Põhiliseks TKRM-de puuduseks on tahkekütuse *suhteliselt väike eri-impulss*. See puudus on väga oluline, kuna vastavalt Tsiolkovski valemile on raketi stardimass eri-impulsiga seotud eksponentsiaalselt:

$$m_{(rakett+kütus)} = m_{rakett} \exp\left(\frac{V}{I_{sp} g_0}\right) \quad (4)$$

kus  $V$  on raketi lõppkiirus. See aga tähendab, et eri-impulsi vähenemisega raketi stardimass kasvab väga kiiresti ja seega ka raketi ning stardikompleksi hind.

Seetõttu püüavad konstruktorid saavutada võimalikult suurt eri-impulssi ja kui võimalik kasutada VKRM-e (mootritel, mis töötavad petrooleumil ja hapnikul on eri-impulss 40-60 sekundit ning vesiniku ja hapniku puhul 150-180 sekundit kõrgem kui TKRM-l). TKRM-e kasutatakse aga sageli kanderakettide esimeste astmete puhul, kui suure tõukejõu madal hind on olulisem stardimassi kasvust. Tavaliselt kasutatakse neid esimestel astmetel stardikiirenditena - *buusteritena*, mis töötavad samaaegselt põhiraketi VKRM-ga ja arendavad tõukejõudu, mis on vajalik raketi õhkutõusuks ja algkiiruse saavutamiseks.

Seejuures TKRM kiirendite tõukejõud võib moodustada raketi stardil enamiku tõukejõust nagu näiteks „Ariane“ või „Space Shuttle“ puhul. Stardikiirendid võivad olla väikesed ja nende arv võib erinevatel juhtudel olla erinev ja sellega muuta raketi kandevõimet. Näiteks ameerika kanderakett „Delta-2“ võib lennata ilma stardikiirendideta aga ka 3, 6 või 9 kiirendiga.

Teiseks TKRM-i puuduseks on *tõukejõu reguleerimise ja korduvkäivituse puudumine*. Tegelikult on tehnilised vahendid selleks olemas ja neid on katsetatud, kuid nad muudavad mootori oluliselt keerulisemaks, kallimaks ja vähem töökindlaks ning seetõttu pole

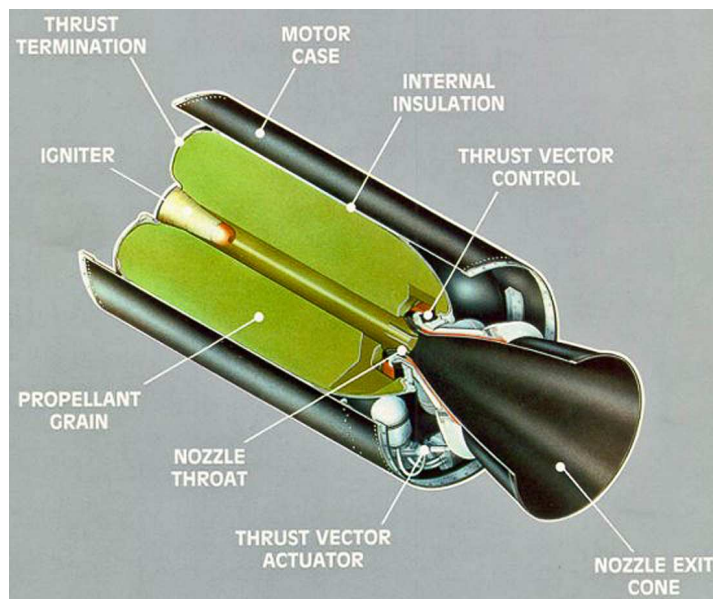


Foto 3: Euroopa rakett „Ariane-5“ on ülesehitatud sama skeemi järgi mis „Space Shuttle“: oluline osa tõukejõust stardil saadakse kahe tahkekütuse kiirendiga

neid praktiliselt kasutatud. Sellest hoolimata on võimalik mootori tõukejõudu *programmeerida* valmistamise ajal. Lennu ajal võib tõukejõud muutuda suurtes piirides vastavalt eelnevalt programmeeritule - näiteks vähendades tõukejõudu tihedate atmosfäärikihtide läbimisel, et vähendada aerodünaamilist õhusurvet. Enamiku VKRM-de tõukejõud on reguleeritav vaid väikeses vahemikus. Vedelkütusega mootor muutub tunduvalt keerukamaks, kui on vajalik töötamise käigus tõukejõudu oluliselt muuta.

Arvamus, et TKRM-i ei saa seisata enne kütuse lõppemist on ekslik. TKRM-e saab ja ka peab seiskama pärast ettenähtud kiiruse saavutamist.

## TKRM-i konstruktsioon ja põhielemendid

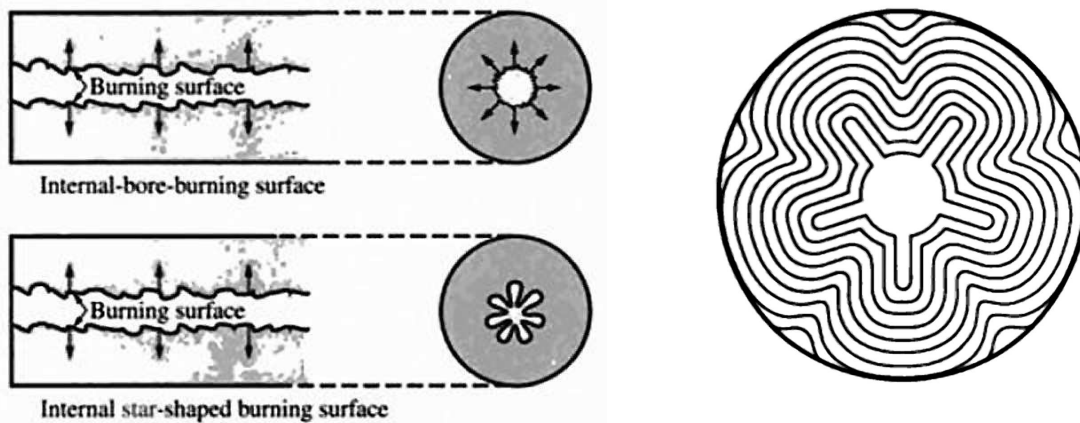


Joonis 1: TKRM-i põhielemendid

tuse algaastail (ja mõnikord ka tänapäeval) valmistati TKRM-i korpust terasest. „Space Shuttle“ kiirendite korpuse seinapaksus on üle 1 cm. Tunduvalt kergemad korpused saadakse kvarts- või süsinikkiust. Nende valmistamine on aga keerulisem ja kallim. Sisepoolt kaetakse korpust soojusisolatsiooni kihiga, mis väldib korpuse läbipõlemise mootori töö viimastel sekunditel. Korpuse läbipõlemise tagajärjel tekib külgsuunaline tõukejõud ja raketit võib kaotada juhitavuse. TKRM-i *põlevainena* kasutatakse tänapäeval sageli alumiiniumpulbrit, mis põlemisel tekitab kõrge temperatuuri, andes gaasidele suure väljavoolukiiruse. TKRM-i *oksüdeerijaks* on sageli ammooniumperkloraat ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) või ammooniumnitraat ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ ). Peale selle kuuluvad kütuse koostisesse katalüsaatorid, tahkestajad ja siduvad ained - butadieenvaigud. Korpuse täitmise ajal on kütus poolvedel, seejärel see tahkub ja muutub struktuurilt sarnaseks kõva kummiga. Selline kütus ei põle ega plahvata normaalingimustel, seda ei saa süüdata tikuga ega löögiga esile kutsuda detonatsiooni. Süttimiseks on vajalikud kõrge temperatuur ja rõhk. Kütuselaengu valmistamisel ja korpusesse valamisel on väga oluline selle homogeensus ning keemiline koostis, et tõukejõud lennul vastaks planeeritule. Eriti oluline on see juhul, kui samaaegselt töötavad mitu TKRM-i. Näiteks kui samaaegselt töötavad kaks võimsat TKRM-i peavad kütuse omadused mõlemis kiirendis olema võimalikult sarnased. Vastasel korral ei suuda juhtimissüsteem tõukejõudude erinevust tasakaalustada. Samuti on oluline vältida kütuselaengu pragunemist, kuna see võib viia laengu lagunemisele või korpuse läbipõlemisele. Enamikus TKRM-s põleb kütus keskest kanalist korpuse suunas, st. algab keskest kanalist mis kulgeb piki laengut.

Tüüpiline TKRM koosneb tugevast korpusest (kambrist), kus paikneb tahkekütus. Raketi kütus koosneb põlevaine ja oksüdeerija segust, mis reageerivad kõrge rõhu ja temperatuuri tingimustes. Selle tulemusel eraldub suur kogus kuumi gaase, mis kiirenevad düüsis ja paisatakse välja tekitades tõukejõu.

Põhinõudeks TKRM-i korpusele on *tugevus* - ta peab taluma kõrget siserõhku (kümneid atmosfääre) purunemata ja deformeerumata. Seejuures peab korpuse mass olema võimalikult väike: iga-sugune lisakaal vähendab raketi kasulikku koormat. Raketite ehi-



Joonis 2: Sisemise kanali kuju muutumine põlemise käigus:

*Vasakul ülal:* silindrilise kanali raadius suureneb, kasvab põlemispind ja reaktiivjõud.

*Vasakul all:* „tähe kiirte“ ärapõlemisel langeb reaktiivjõud järsult ja seejärel kasvab.

*Paremal:* „Tähe kiirte“ kuju on selline, et oluliselt ei muutu põlemispind ega reaktiivjõud.

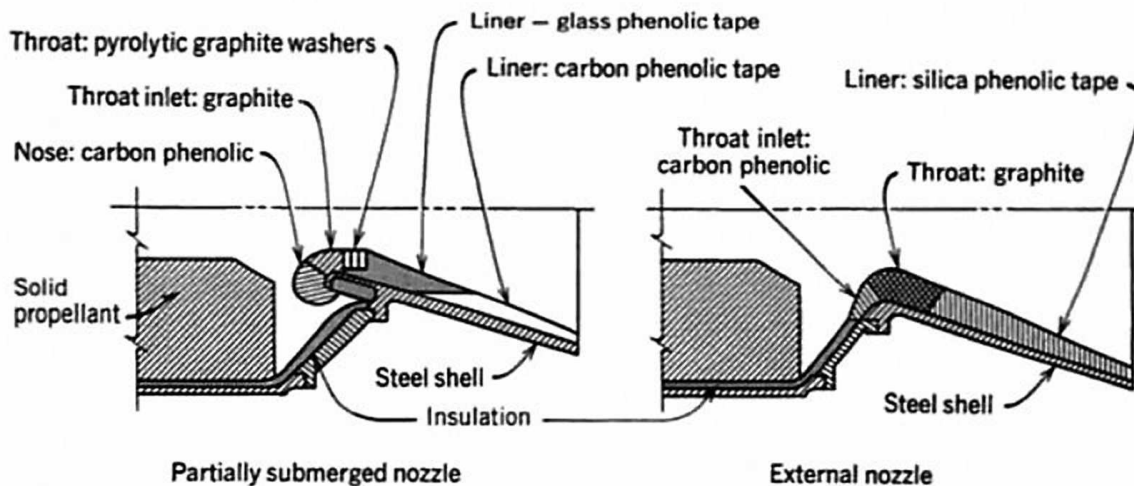
Jooned vastavad kanali kujule erinevatel ajamomentidel, nende pikkus on umbes sama.

Kanali algsest kujust sõltub see, kuidas muutub tõukejõud lennu ajal. Sageli valmistatakse keskne kanal „tähe“ kujuline. Selline „tähe“ kuju võimaldab reguleerida tõukejõudu. Väikesed TKRM-d on sageli sfäärilised, et vähendada mõõtmeid. Nende puhul võib sisemine põlemisruum olla keerulise kujuga - näiteks võib olla mitu põlemiskanalit. Kõige võimsamad TKRM-d monteeritakse sektsioonidest ja erinevates sektsioonides võib olla erinev põlemiskanali kuju, mis võimaldab veel paindlikumalt programmeerida tõukejõudu. Düüsi ülesandeks on kiirendada põlemisel tekkinud gaas ühelikiirusele. Rakettmootorites kasutatakse tavaliselt *de Laval* düüsi, mis alul kitseneb ja seejärel uuesti laieneb. Kõige kitsamat kohta nimetatakse *düüsi kriitiliseks ristlõikeks*. Gaaside kiirenemine vaakumis on seda efektiivsem, mida pikem on düüsi laienev osa. Atmosfääris ei saa düüs olla liiga pikk, kuna siis välisrõhk „lukkustaks“ selle ja gaas ei saaks kiirened. Ülemistel astmetel on aga düüsi pikkus piiratud konstruktsiooniliselt. Liiga pika düüsi korral oleks astmete vaheline üleminek liiga pikk ja raske. Selle probleemi lahendamiseks tehakse vahel ülemiste astmete mootorite düüsid muutuva pikkusega (Joon 4). Mootorite düüsid valmistatakse tavaliselt terasest. Düüsi on vaja kaitsta kuumade gaaside kahjustava mõju eest. Eriti tugev on gaaside mõju kriitilise ristlõike kohal, kus on kõige kõrgem temperatuur.



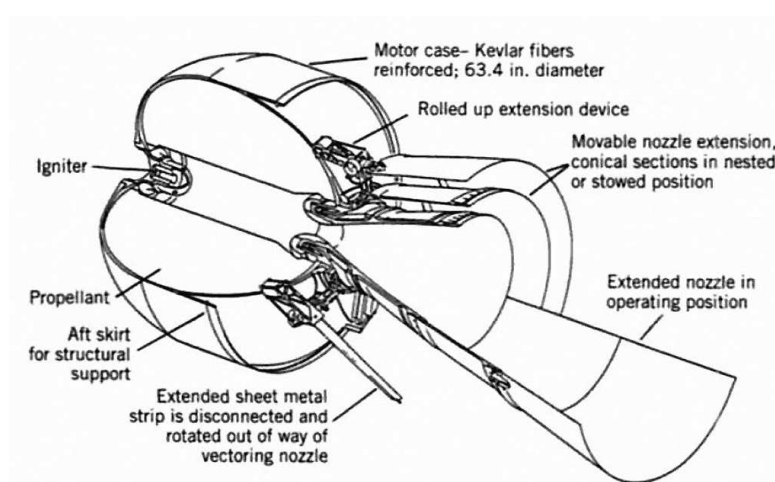
Foto 4: Tahkekütusega stardikiirendi sisemine kanal (kontinentidevahelise ballistilise raketi **Minuteman** esimese astme mootor)

VKRM-s kaitstakse düüsi aktiivse jahutusega - kütus pumbatakse mööda torusi või kanaleid mööda düüsi sisepinda. TKRM-i puhul ei ole selline lahendus võimalik ja kasutatakse passiivseid meetodeid, põhiliselt nn. *ablatsioonilist jahutust*. See realiseeritakse fenoolvaikudest katte abil, millega kaetakse düüsi sisepind. See kate aurustub kuumade gaaside toimel, neelates seejuures palju soojust. Kriitilisesse ristlõikesse paigaldatakse täiendavalt kuumuskindlast materjalist (ränni ja süsiniku ühenditest) seibid (Joon 3).



Joonis 3: Düüsi soojusisolatsioon:

Düüsi kaitseks kõrge temperatuuri, erosiooni ja oksüdeerumise eest kasutatakse ablatioonilisi pinnakatteid, mis aurustuvad ja seega neelavad soojust. Kriitilisesse ristlõikesse, kus temperatuur on kõige kõrgem paigutatakse seibid soojuskindlast materjalist.



Joonis 4: IUS-i kiirendusblokk, mis viib sateliidid kõrgetele orbiitidele. On näha lahtilükatav düüs kokku- ja lahtilükatud asendis.

See võib paikneda mobiilsetel platvormidel või allveelaevadel. Mõnikord on TKRM-i düüsi suund muudetav, mis võimaldab muuta reaktiivjõu vektori suunda. Näiteks kosmose-süstiku kiirendite düüsid on hüdrauliliste ajamite abil kallutatavad kahes tasandis mõne kraadi võrra.

## Mootori käivitamine ja eraldamine

Selleks, et käivitada TKRM-i tuleb rõhk ja temperatuur kogu põlemiskanali ulatuses üheaegselt tõsta tasemele, kus algab iseseisev põlemisreaktsioon. Tavaliselt süüdatakse pürotehnilised sütikud kanali esiotsa lähedal (düüsist kaugemal). Sütikud käivitakse elektriliselt ja kanal täitub kõrge rõhu all olevte kuumade gaasidega. Suurte TKRM-de puhul võivad sütikud sisaldada kuni kümneid kilogramme põlevat ainet. Vahel kasutatakse suure TKRM-i käivitamiseks väikest TKRM-i, mis põleb ära sekundi murdosa jooksul ja täidab kogu põhimootori kanali kuuma gaasiga. Kui rakett on saavutanud ettenähtud

kiiruse või kütus on peaaegu täielikult põlenud, tuleb TKRM välja lülitada. Selleks peab põlemiskambris rõhu vähendama allapoole iseseisvaks põlemiseks vajalikku taset. Vahel kasutatakse selleks väikesi pürotehnilisi laenguid korpusesse avade tegemiseks, seetõttu langeb rõhk põlemiskambris kiiresti ning põlemine peatub. Seejuures ei tohi laengud kahjustada raketti ega tekkida sellist täiendavat tõukejõudu, mis ohustaks raketi juhitavust. Teiseks võimaluseks on düüsi alaosa eraldamine kasutades püronööri. Loomulikult seiskub mootor kütuse ammendumisel.

## Muud TKRM'i kasutusala

Tänu kompaktsusele ja võimele arendada suurt tõukejõudu kasutatakse TKRM-e ka siis, kui on vaja lühiajalist suurt kiirendust, näiteks kosmoselaevade avariipäästesüsteemides. Võimas TKRM paigaldatakse raketi ülaosasse ja avarii korral viib see kosmoselaeva kiiresti ohutusse kaugusesse, kus TKRM eraldub ja kosmoselaev maandub langevarjude abil. Aastal 1983 päästis selline süsteem „Sojuz-T10-1“ meeskonna elud. Rakett süttis stardiplatvormil ja mõni sekund enne plahvatust viis avariipäästesüsteem laeva ülmise osa umbes kilomeetri kõrgusele. Seejärel laskus kaheliikmelise meeskonnaga maandumislaev langevarjuga stepi mõne kilomeetri kaugusele avariikohast.

Teise TKRM-de kasutamise näitena võib tuua pidurdusmootorid, nagu ameerika kanderaketid „Saturn“. „Saturn 5“ esimesel astmel oli 8 TKRM-i kogutõukejõuga 300 tonni, kusjuures nende summaarne stardikaal oli alla 2 tonni. Need olid suunatud düüsidega ettepoole ja pidid kiiresti eraldama äratöötanud astme, et vältida kokkupõrget järgmise astmega. Põlemiskanali oli neil 12 harulise tähe kujuline ja tööaeg oli alla 1 sekundi.

Teised TKRM-d (nn. *kütuse settimise mootorid*) olid kinnitatud 2. ja 3. astmele, mis kindlustasid vedelkütuse pealevoolu paakidest mootoritesse peale eelmise astme eraldumist (nii rakett kui ka kütus oli siis kaaluta olekus). Väikesed TKRM-d kustutavad „Sojuz“ maandumisaparaatide jääkkiiruse langevarjudega maandumisel. Sarnast süsteemi kasutati ka Marsi maandumissondidel.

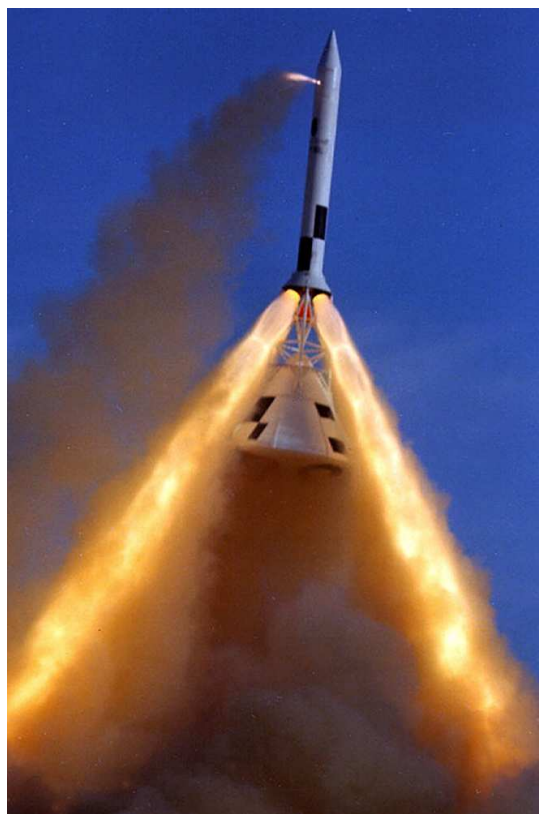


Foto 5: „Apollo“ päästesüsteemi katsetamine. Väike TKRM „nõela“ esiosas suunab kapsli kõrvale avariilisest kanderaketist.

### Fotode ja jooniste allikad:

Foto 1: <http://www.cbc.ca/gfx/images/news/photos/2009/09/10/w-ares-rocket-cp-7294270.jpg>

Foto 2: <http://1971wolfie.files.wordpress.com/2009/07/spaceshuttle-atlantis-sts-27-in-1972-ga.jpg>

Foto 3: [http://www.fluent.com/about/news/newsletters/05v14i3/img/s2\\_2lg.jpg](http://www.fluent.com/about/news/newsletters/05v14i3/img/s2_2lg.jpg)

Foto 4: [http://www.vectorsite.net/Yssfg\\_1b.jpg](http://www.vectorsite.net/Yssfg_1b.jpg)

Foto 5: [http://en.wikipedia.org/wiki/Apollo\\_spacecraft](http://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_spacecraft)

Joon 1: <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/rocket/solid-rocket2.jpg>

Joon 2: J.D.Anderson „Introduction to Flight“ ja G.P.Sutton, O.Biblarz „Rocket Propulsion Elements“

Joon 3, 4: G.P.Sutton, O.Biblarz „Rocket Propulsion Elements“



28. oktoobril 2009. aastal tõusis NASA KSC stardikompleksist 39B esimest korda õhku uue põlvkonna kanderakett Ares 1-X. Tahkekütusega esimese astme poolt arendatav võimsus on ligi 48 GW (23 kordne **Hoover Dam** elektrijaama võimsus), tõukejõud 1180 tonni, kaal 816 tonni ja rakett saavutas maksimumkiiruse 4,76 Ma kõrgusel 39,6 km

[http://www.nasa.gov/mission\\_pages/constellation/ares/flighttests/aresIx/AresIX\\_Gallery.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/ares/flighttests/aresIx/AresIX_Gallery.html)