

Co je to Hybridní raketový motor (HRM) ?

- Princip HRM
- Historie, vývoj a aplikace
- Vývoj v Československu (resp.Česká a Slovenská rep.)
- Další možné směry vývoje HRM

Nejstarší známé provedení HRM...



Základní schéma HRM

Výhody:

- Nevýbušný charakter, levnější výroba
- Necitlivost ke trhlinám a k poč. teplotě TP
- Spolehlivé vypnutí a regulace tahu RM

Nevýhody:

- Neúplnost, nerovnoměrnost spalování TP
- Nízká rychlost hoření TP
- Problém dodržet opt. směš. poměr po celou dobu funkce



Volba paliva a oksyličovadla (klasické schéma HRM)

Tuhé palivo

- Termoplasty (PE, PP, PVC, PS) a polyestery (PMMA)
- Polyoxysloučeniny (POM) a dusíkové polyméry (PU, celoid)
- Termosety (Epoxidy, Polyestery)
- Syntetické kaučuky (PB, HTPB, Polyizobutylén, Polysulfidy)
- Alkány (Parafín, vosky)
- Celulosa (Papír, dřevné hmoty)
- Práškové aditiva - kovy (Al, Mg, Li, Be, LiH, LiAlH₄, AlH₃)
- GAP, BAMO

Kapalné oksyličovadlo

- N₂O
- LOX (LO₂)
- HAN
- H₂O₂
- HNO₃
- N₂O₄
- FLOX (F₂O)
- ClF₃
- ClF₅
- Fluor (F₂)

Růst nebezpečí při používání

Hlavní vlivy na tvar tuhé náplně paliva (TP)

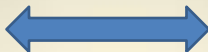
- Hoření probíhá na vnitřním povrchu TP v jednotlivých kanálech
- V důsledku nižší rychlosti hoření TP bude potřeba velkého počátečního povrchu náplně pro vyšší tah RM
- Proto je rychlost hoření fundamentální vlastnost dané kombinace paliva a okysličovadla a má **největší vliv na tvar náplně TP**
- Další důležité vlastnosti TP:
 - Hustota
 - Kombinace PH
 - Mechanické vlastnosti
 - Cena



Vliv rychlosti regrese TP na tvar příčného tvaru dané náplně paliva

Při stejném požadovaném počátečním tahu bude platit:

Vyšší rychlost hoření TP



Nižší rychlost hoření TP

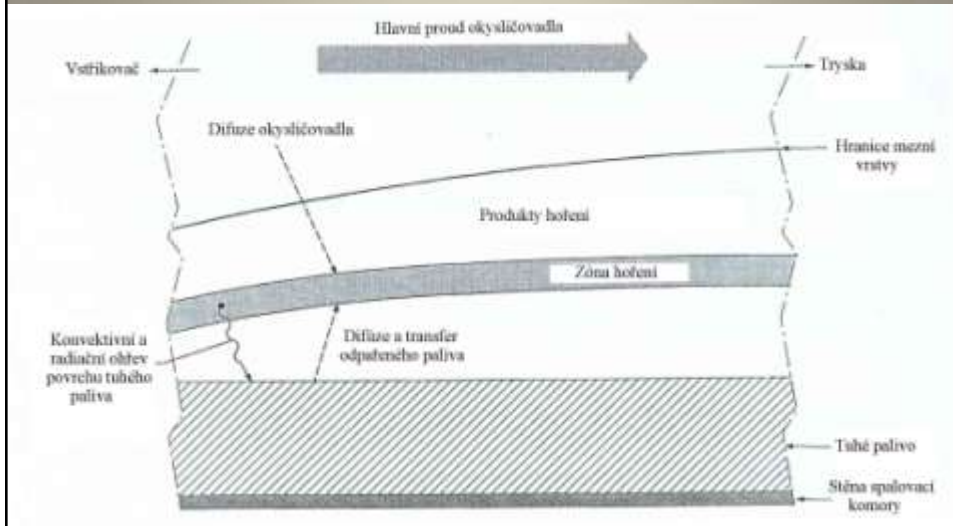


- Menší zbytky nespáleného paliva
- Menší pravděpodobnost mechanického poškození TP
- Jednodušší a levnější výroba daného TP



- Větší zbytky nespáleného paliva
- Vyšší pravděpodobnost mechanického poškození TP
- Složitější výroba náplně a větší rozměry TP

Princip hoření tuhého paliva (TP) pro polymérní paliva bez přísad



- tzv. **„efekt blokování“** – čím je vyšší rychlost hoření tuhého paliva, tím dané odpařené palivo snižuje přenos tepla do povrchu TP – výsledkem je nízká rychlost hoření – přibližně 1 mm/s (pro polymery)

Jak zvýšit rychlost hoření TP ?

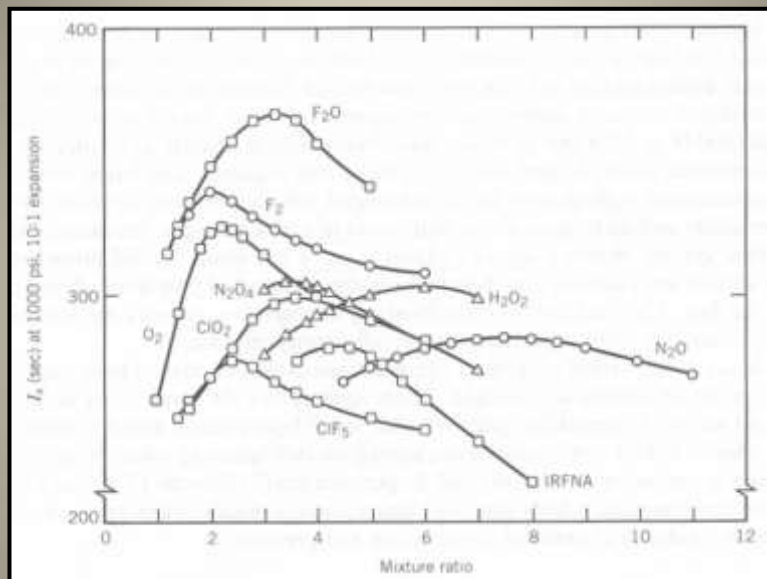
- Turbulizace proudu plynů a par nad povrchem tuhého paliva;
- Změna charakteru přívodu okysličovadla;
- Použití různých energetických přísad;
- Přísady práškových kovů;
- Směsné hybridní tuhé pohonné hmoty a plynové generátory;
- Kryogenní hybridní raketové motory;
- HRM nekryogenní, se zkapalnitelným tuhým palivem.

Princip hoření tuhého paliva (TP) pro zkapalnitelná paliva bez přísad (např. vosky)



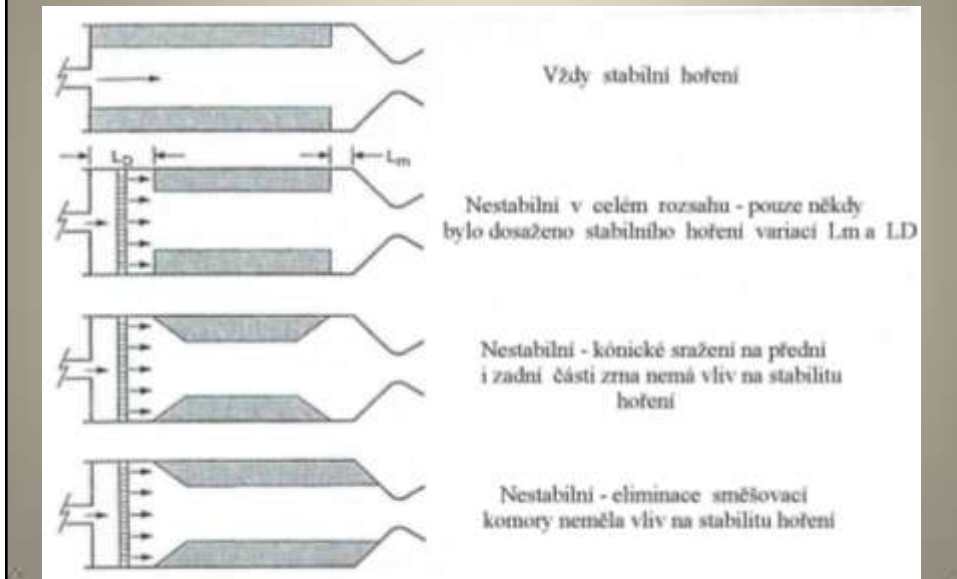
- hlavní podmínkou vyšší regrese tuhého paliva je **vznik nestabilní kapalné vrstvy paliva (nízké viskozity kapalné fáze)**, která umožňuje vznik valící se vlny a volných kapének paliva – **rychlost hoření bude 3 až 5x vyšší, než např. u HTPB**

Výběr okysličovadla pro HRM

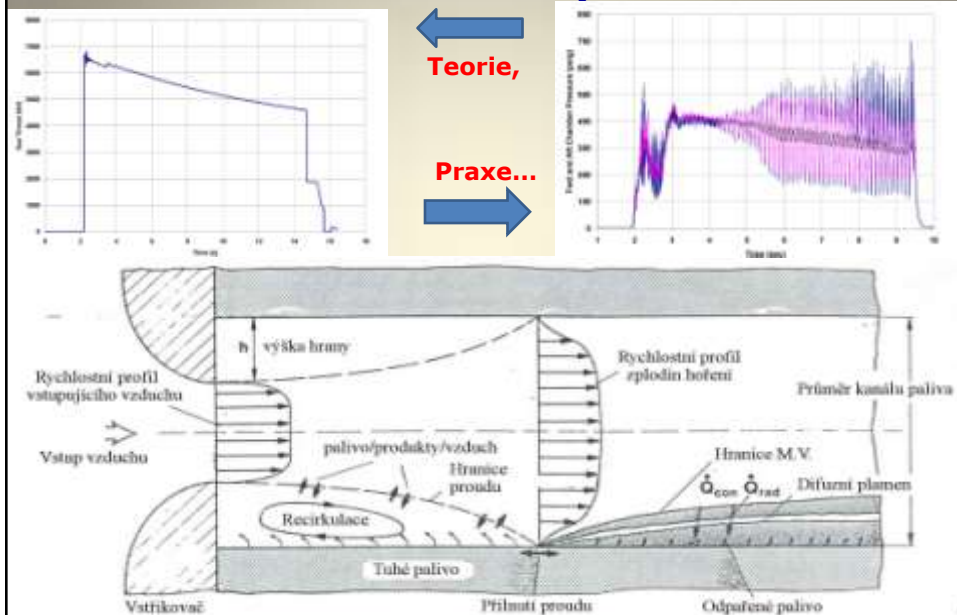


Závislost specifického impulzu TP HTPB na O/P při použití různých okysličovadel ($p_{sk}=7\text{MPa}$)

Základní teze stability hoření v HRM



Vznik recirkulační zóny – základní kritérium stability hoření



Historie, vývoj a aplikace HRM (chronologicky)

Historie - počátky vývoje HRM

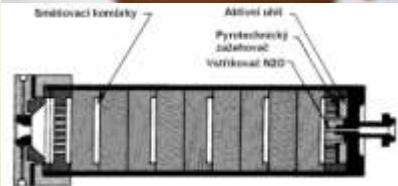
GIRD-09 ZSSR (1932-33)

- Kombinace želatinizovaný benzín/kapalný kyslík
- Tah motoru: 300-500 N
- Doba funkce: 15 s



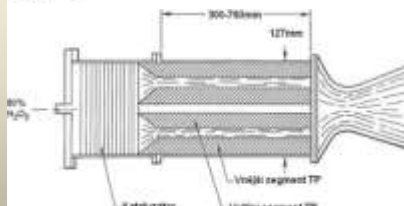
I.G.Farben – Německo (1937)

- Kombinace práškové uhlí/ N_2O
- Tah: 10 kN



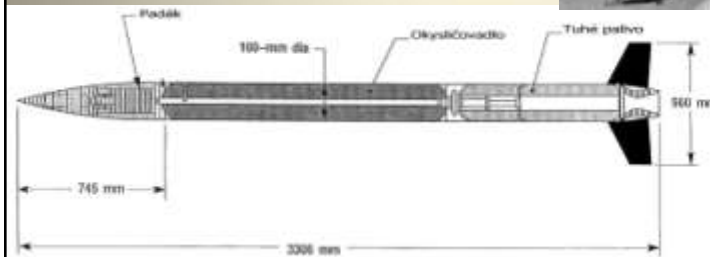
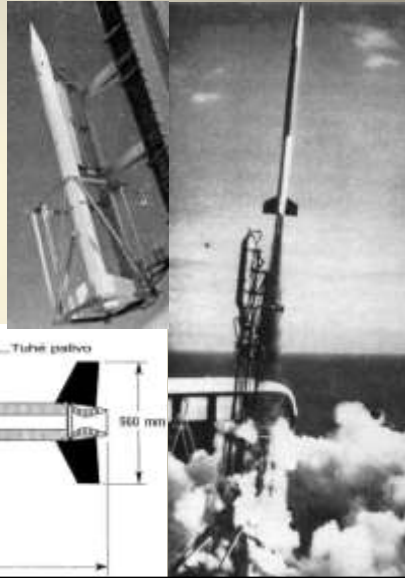
General Electric Co. USA (1940-56)

- Kombinace PE/ $90\%H_2O_2$
- 300 zkoušek
- $I_{SP} \sim 2260 \text{ Nskg}^{-1}$



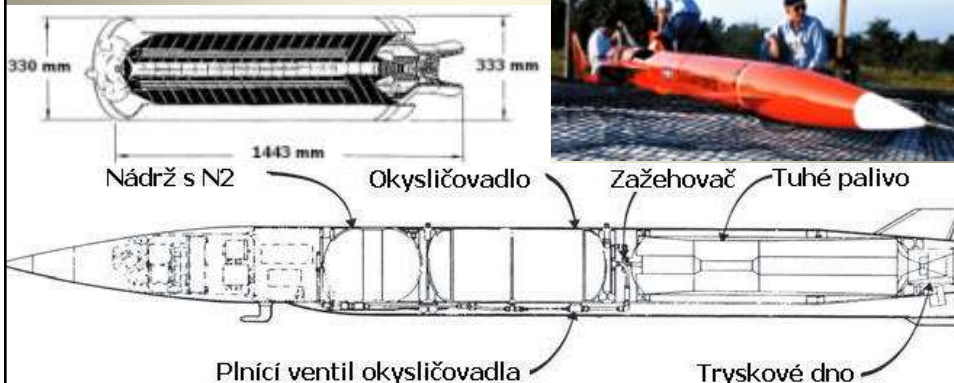
Sondážní raketa LEX (ONERA) Francie 1964-1967

- HRM typu MT27 – kombinace $\text{HNO}_3 + \text{N}_2\text{O}_4$ /meta-toluén diamid/Nylon pojivo (hypergol)
- Tah: 10 - 2 kN
(max.tah při startu)
- Doba funkce: 30 - 35 s
- Hmotnost: 76 - 80,5 kg
- 8 startů (1 neúspěch)
- Dostup: 100 km/10 kg UZ
(max. 115km/6,5kg)



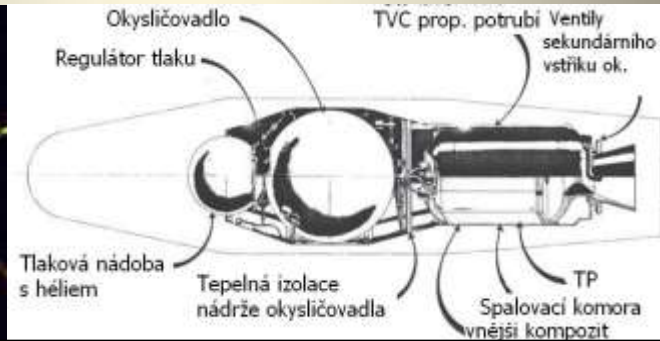
High Altitude Supersonic Target – HAST (Firebolt) USA - 1966 ÷ 1984

- Na počátku byl Sandpiper ($\text{NO}/\text{N}_2\text{O}_4$ a PMMA/Mg)
- Doba funkce 300 s
- Pozdější kombinace HNO_3 /PMMA/PB
- Tah motoru: 0,53 - 5,3 kN
- Max. rychlost letu 4M



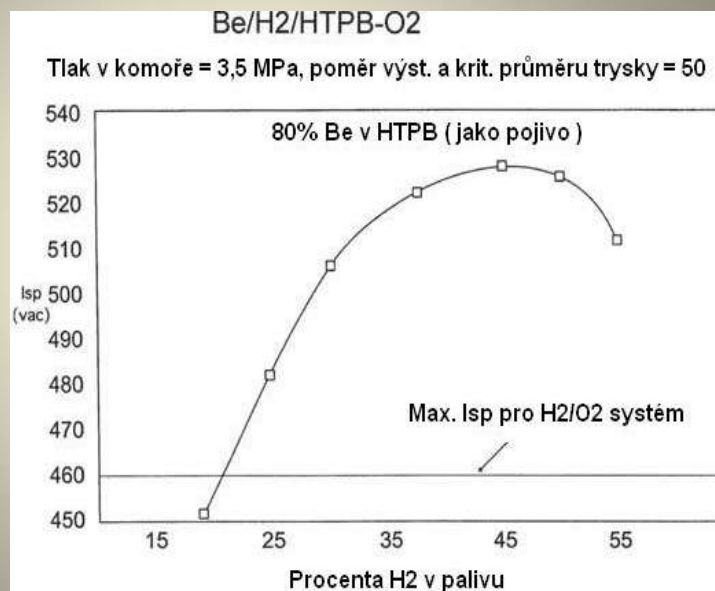
Vysoce energetický HRM (UTC) 1969

- Vytvořen pro planetární lety NASA (urychlovací stupeň)
- Kombinace FLOX(70% Fluor a 30% LOX)/(Li+LiH+HTPB)
- Při tlakovém spádu 40/1 $I_{sp} = 3730 \text{ Nskg}^{-1}$ (93% účinnost)
- Průměr SK 0,89 m s 11-ti palivovými kanály (vagonové kolo)



Projekt vysoce výkonného HRM (Tribrid) vyšších stupňů (NASA) - později zrušeno

- výhoda dané kombinace je relativně malá toxicita TP při navádění na oběžnou dráhu (vysoce toxické Be je v palivu-pojivu HTPB)
- projekt ztroskotat kvůli vysokým nákladům při pozemních zkouškách (eliminace toxických zpočin hoření)

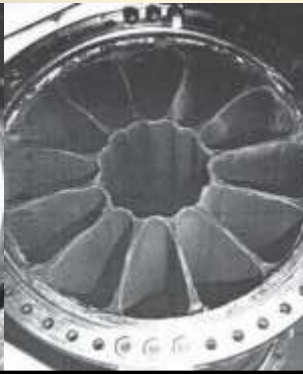


Program AFAL (1970)

- Kombinace 45%Al/PBAN/ N_2O_4
- Průměr SK 0,97 m (12+1 kanálů v TP)
- Tah: 222,5 kN (účinnost hoření 95%)
- Celková doba funkce (2 zážehy): 67 s

TP před zážehem

TP po vyhoření



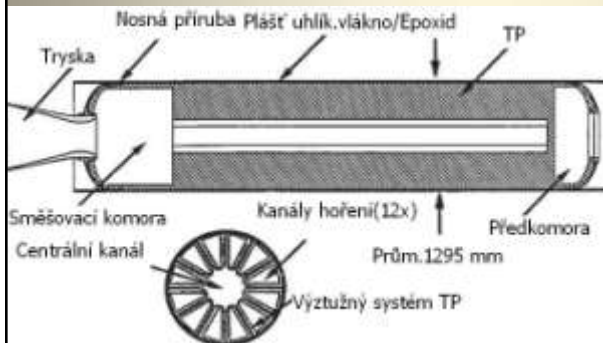
Dolphin (Starstruck Co.) 1984

- Kombinace PB/LOX
- Délka/průměr = 15,5/1,07m
- Hmotnost: 7,5 – 9,5 t
- Tah HRM: 156 – 187 kN
- Tlak v SK: ~ 2 MPa
- Plánovaný dostup: 200km/454kg UZ
- 8 kanálů v TP
- Vývojové náklady: 10 – 20 mil. US dolarů
- Vypouštění z plovoucího kontejneru na moři
- Pouze jeden start, ale kvůli zamrzlému ventil sekundárního vstříku LOX pro vektorování tahu byla max. dosažená výška asi 2 km



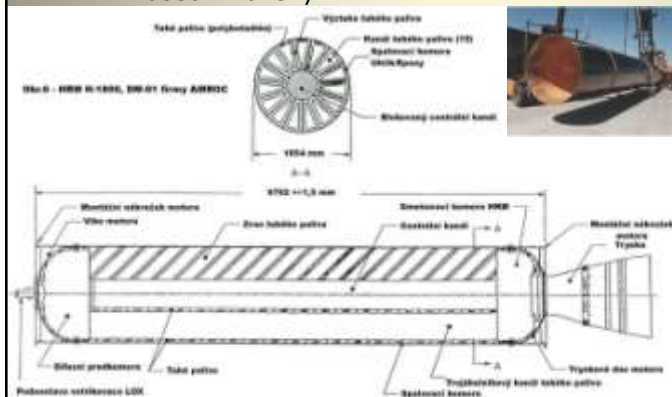
SET-1(Single Engine Test) - AMROC 1989

- HRM H-500 – 12 kanálů v TP (centrální kanál blokován)
 - Tah 334 kN, celkový impuls 24 MNs
 - Hmotnost PH: 6668 kg LOX/3019 kg HTPB
 - Doba funkce: 70 s
 - $I_{SP} = 2482 \text{ Ns/kg(vac.)}$, $P_{SK} = 2,1 \text{ MPa}$
 - $L/D = 6,35/1,295(\text{m})$
 - Délka rakety/hmotnost= 17,7 m/12,16t
 - Kvůli závadě LOX ventilu raketa shořela na vypouštěcí rampě (H_2O_2 TVC)
- 



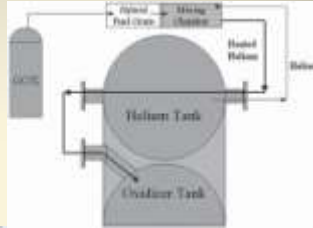
DM-01, H-1800 (AMROC) - 1993

- Kombinace HTPB/LOX
- Průměr 1,85 m
- Tah: 1MN (955 – 1032 kN u zkoušek)
- Průtok paliva: 140 – 162 kg/s
- Průtok okysličovadla: 258 – 281 kg/s
- I_{SP} : 2207 – 2394 Ns/kg (H=0 m)
- Tlak v komoře: 2,5 – 2,9 MPa
- 4 zkušební zážehy



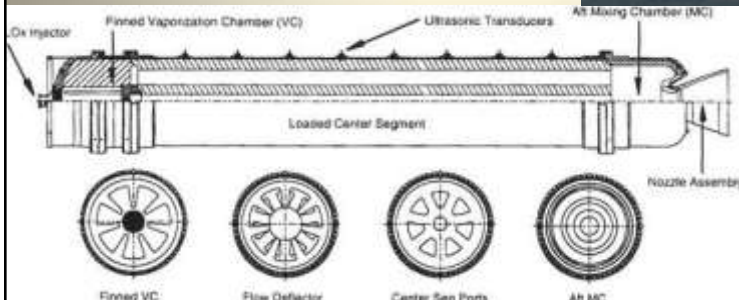
Hybrid Sounding Rocket(HySR) - 2002

- Kombinace HTPB/LOX
- Tah motoru: 267 kN/31s
- $I_{SP} = 2844 \text{ Ns/kg(vac.)}$
- $L/D = 18/0,61 \text{ (m)}$
- Dostup 70km(100km
- vypočteno)/363 kg UZ



Hybrid Propulsion Demonstration Program (HPDP) – 1,8m průměr 2003

- Kombinace HTPB+PCPD/LOX
- 7+1 kanálů(centrální aktivní)
- Tah: 1MN
- Hmotnost paliva: 20,7 t
- Průtok okysličovadla: 190 – 272 kg/s
- Doba funkce: 80s
- $L/D = 13,9/1,8 \text{ (m)}$
- Tlak v SK: 3,7 – 4,3 MPa
- 2 různé vstřikování LOX



Projekt nosné rakety FALCON SLV (Lockheed/Martin)

- Nosnost 454 – 840 kg na 185 km LEO/ ev. 900 – 1386 kg UZ pro testování hypersonických rychlostí
- Schopnost startu do 24 hodin
- Cena startu do \$5M
- Projekt zrušen v r. 2006



II. Stupeň projektované rakety Falcon (Lockheed/Martin) 2005

- 43 kanálů v TP
- L/D komory = 3,36/1,52 (m)
- Doba funkce: 120 (170s při letu)
- Kombinace zpevněné TP/LOX
- Tlak v SK : 3,5 MPa (test RR101)
6 MPa (test RR102)



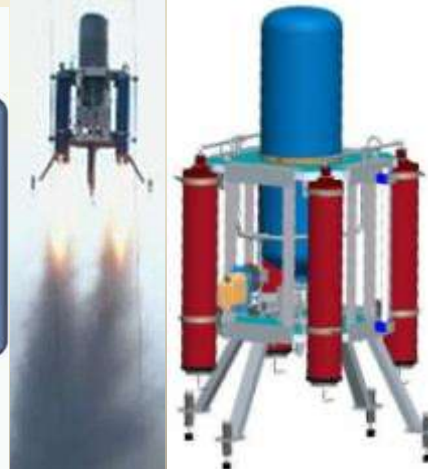
Zkapalnitelné voskové palivo SP-1/N₂O sondážní rakety Peregrine (2010?)

- L/D = 9,8/0,38 (m)
- Tah: 66,7 kN
- Startovní hmotnost : 850 kg
- 5 kg UZ/100 km



Maneuver and orbital Transfer Vehicle - MoTV & Lunar Lander(SpaceDev)

MoTV – kombinace PMMA/N₂O
Lunar Lander HTPB/N₂O



Suborbitální raketoplán SpaceShipOne (nosič – letoun White Knight 1) 1996 - 2004



Nádrž SS1 pro N_2O jako okysličovadlo ($\sim 1,7m^3$)

- použití epoxi/sklo prepreg kompozitu pro vnitřní nádrž (nižší hmotnost než u kovové nádrže, vyšší elasticita pro konečné vytvrzení uhlíkové vrstvy přetlakem – pro narovnání uhlíkových vláken)
- Použití dané koncepce však zvýšilo pravděpodobnost dekompozice oxidu dusného N_2O (27.06 2007 v Mojave – SS2)



CTN (Case, Throat & Nozzle)

- 272 kg HTPB s pyrotechnickým zažehovačem
- konstrukce tvořena fenolformaldehydovou pryskyřicí/sklo vlákny (izolace), ovinuta epoxi/uhlíkovým vláknem a pak naplněna TP



HRM pro SpaceShipOne (SS1) – Scaled Composites 2003 – zkoušky

- Kombinace HTPB/ N_2O
- Max. tah $7,4 \div 8,8$ kN
- Doba funkce 70 – 84 s



SpaceShipTwo/WK2 – pro suborbitální turistiku – 2005 -2011?

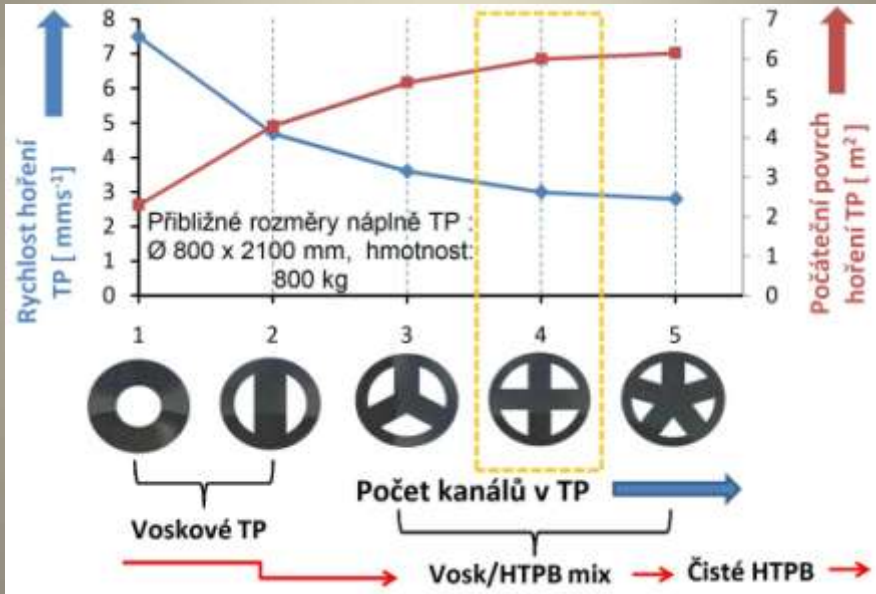


RM2 pro SpaceShipTwo (SS2) – Scaled Composites/Sierra Nevada 2009

- Předpokládaná kombinace parafín/asfalt/HTPB/ N_2O
- Pravděpodobný max. tah: ~ 280 kN
- Hmotnost PH cca 5,5 – 6 t
- Průměr spal. komory ~ 0,85 m
- L/D spal. komory = 3,8 3,9
- Zvýšení bezpečnosti HRM použitím příd. stlačeného hélia a nerezového vnitřního tanku pro N_2O



Analýza možného příčného tvaru náplně pro RM-2 suborbitálního prostředku SS2



Nebezpečí použití N₂O jako oksylichovadla

Výbuch 26.07.2007 v Mojave – 3 mrtví

- tzv. „Cold Flow“ test pro SS2
- Exploze nastala po cca 3 vteřinách chodu – v letovém tanku zbývalo asi 4,5 t N₂O
- Vyšetřovací komise nezjistila přesnou příčinu havárie – pouze poukázala na některé z možných příčin:

- Vnitřní nádoba tanku z epoxidového laminátu (místo bezpečnějšího kovového)
- Nedodržení směrnic a nedostatečné školení personálu
- Komise poukázala na náchylnost nasycených par N₂O explodovat a proto doporučila použít např. hélia pro eliminaci těchto par v nádrži s daným oksylichovadlem



Výzkum HRM v bývalém Československu (v České republice)

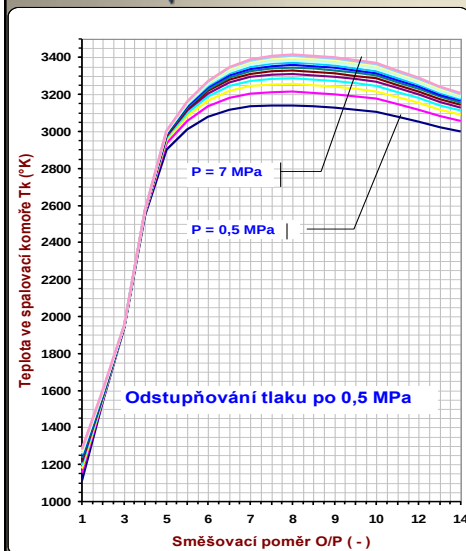
- **1966 – VZÚ Slavičín** – první studium a zkoušky s HRM.
- **1969 -1973 - Regulace hoření RM TPH vstřikem dýmavé HNO_3 do spalovacího prostoru** (p.Svatoš, Synthesia VÚPCH Pardubice-Semtín). Tuhým palivem byl bezdýmný prach s přísadou Fe_2O_3 a heterogenní TPH na bázi dusičnanu amonného s kaučukem jako pojivem.
- **?-1974 - Hybridní raketový motor na bázi furanové pryskyřice/ HNO_3** (p.Kozák, – Vojenská Akademie v Brně). Byli provedeny potřebné termochemické výpočty, teoretická analýza zákona hoření daného TP, byla vyrobena spalovací komora a jiné potřebné zařízení, ale zkušební zážehy nebyli provedeny.
Práce byla pak zaměřena na výzkum různých vstřikovačů pro dané okysličovadlo (průtokové charakteristiky).
- **?-2001- HRM na bázi HTPB(+příměsí)/ plynný kyslík** (p.Mostafa, p.Ludvík -). Byli provedeny zkoušky se HRM o průměru 50mm. Určeny zákony hoření, určení geometrických charakteristik různě tvarovaných náplní apod.

HRM na bázi vosk/ N_2O 2008 - 2009

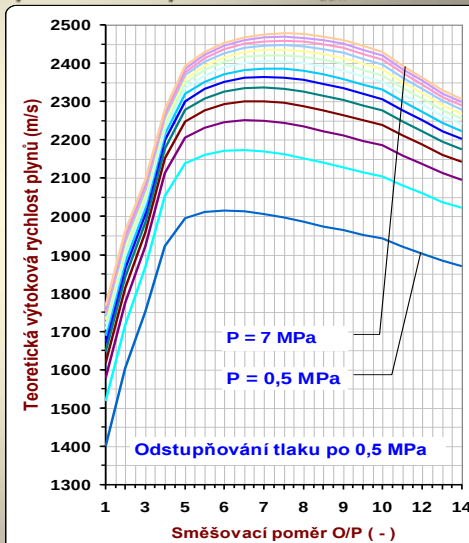
- VÚPCH Pardubice-Semtín, Boros – disertační práce (Universita Obrany v Brně)
- ~ 30 zkušebních zážehů, určeny základní rovnice hoření pro danou konfiguraci, 9 typů vstřikovačů, jejich průtokové charakteristiky a numerická simulace hoření TP.
- HRM o průměru 50 mm (ze střely S-5), voskové náplně paliva s různými průměry kanálů a s délkami 150 a 200 mm.
- Konstrukce zkušebního zařízení pro výrobu náplní TP, pneumo-hydraulického systému a hlavního ventilu N_2O .

Některé výsledky termochemických analýz kombinace vosku HPH-12/N₂O

Teplota hoření



Výtoková rychlost ($p_{\text{atm}} = 0,1 \text{ MPa}$)



Potřebné zařízení pro výrobu voskových náplní jako tuhého paliva

Hotové
voskové
náplně o
průměru
50 mm



Rotační zařízení s
frekvenčním
měničem

Sestava zkušebního HRM

Spalovací komora s hlavním ventilem N_2O s měřením tlaků v jednotlivých místech

Systém rozvodu stlačeného dusíku s ovládáním



Standartní průběh hoření vosk/ N_2O

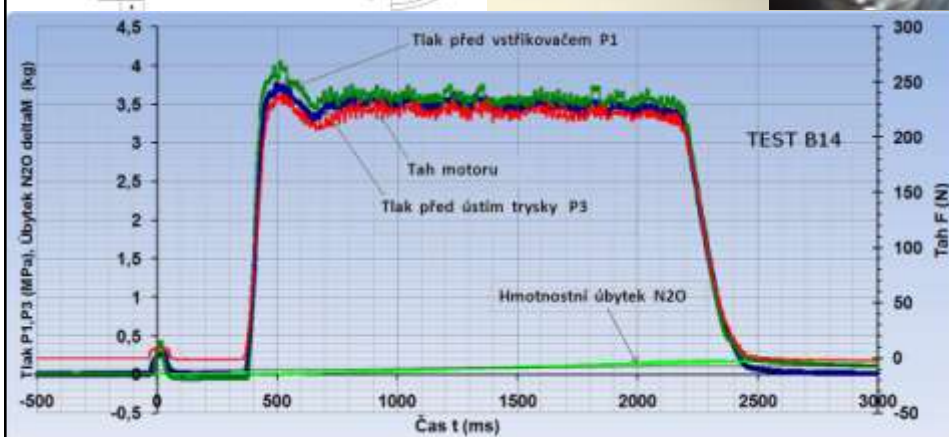
Vstřikovač N_2O



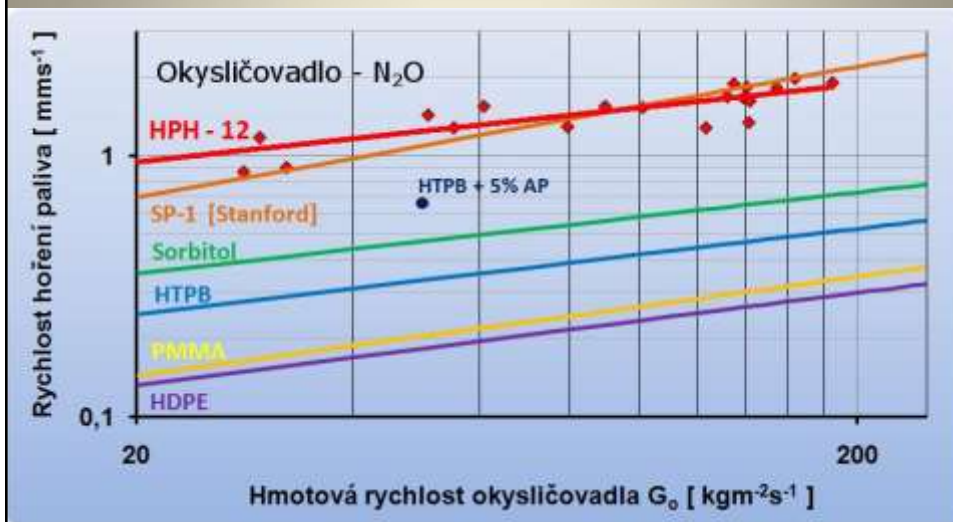
75 otvorů



- Vyšší účinnost
- Nižší oscilace
- Rovnoměrnější vyhoření paliva



Porovnání rychlosti hoření HPH-12 s ostatními tuhými palivy



Zážeh motoru (vosk/ N_2O)

- $T = 0$ s – iniciace zážehovací složky, která dodá potřebné teplo a přebytek palivových prvků
- $T = + 0,4$ s – aktivace přívodu oxidu dusného do spalovací komory
- $T = + 0,45$ s – náběh motoru na maximální tah

U prvních zkoušek byla použita opačná zážehová sekvence – výsledkem byla dekompozice plynu a exploze – viz obr.

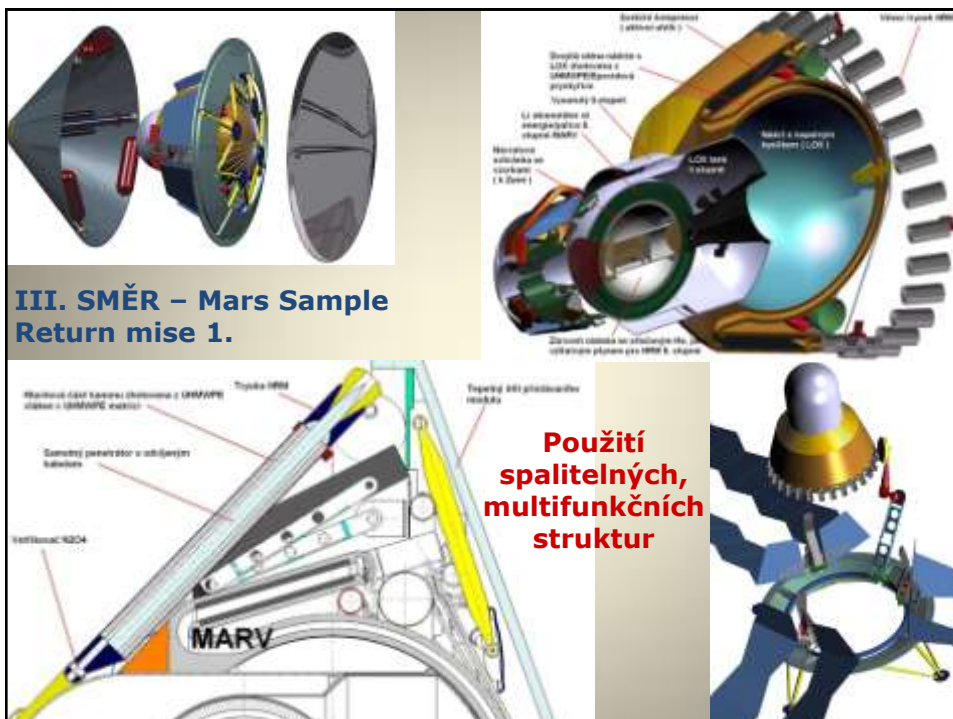
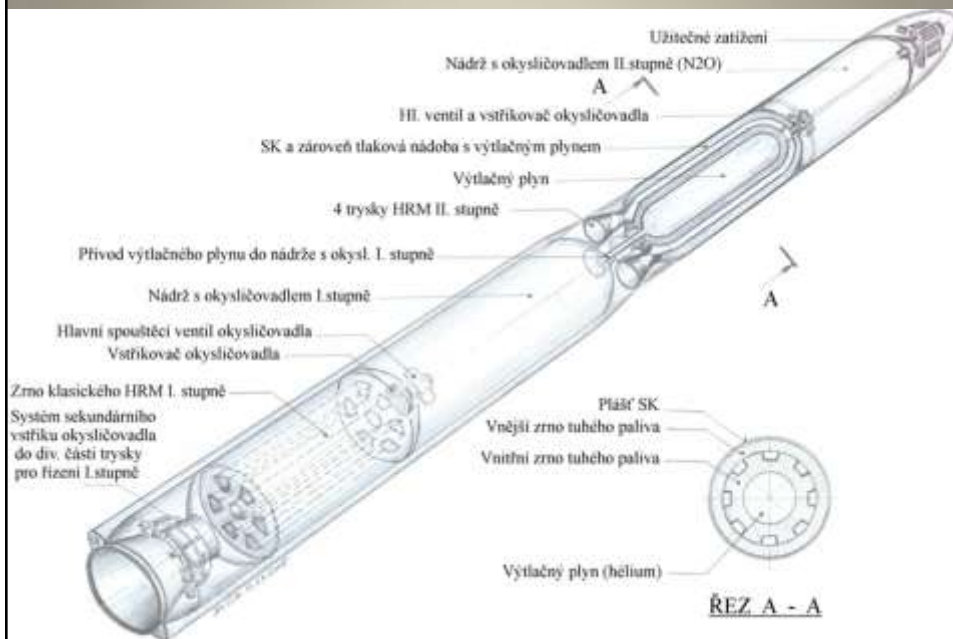


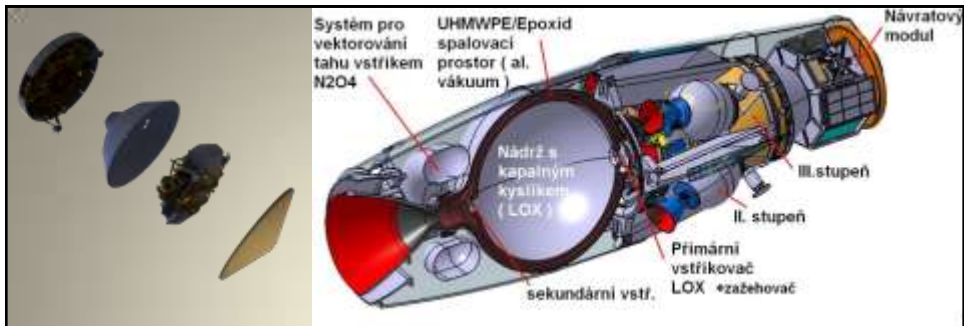
Možnosti dalšího vývoje

MOŽNÉ SMĚRY VÝVOJE HRM (bez uvážení různých přísadků – klasická konfigurace)

- **I. SMĚR –** použití zkapalnitelných tuhých paliv na bázi vosků a kryogenních plynů (tuhý pentan, vodík, kyslík)
- **II. SMĚR -** použití klasických polymerů a elastomerů (počet kanálů 2 – 43)
- **III. SMĚR -** využití tuhého paliva jako multifunkčních, spalitelných struktur

III. SMĚR Multifunkční, spalitelné struktury

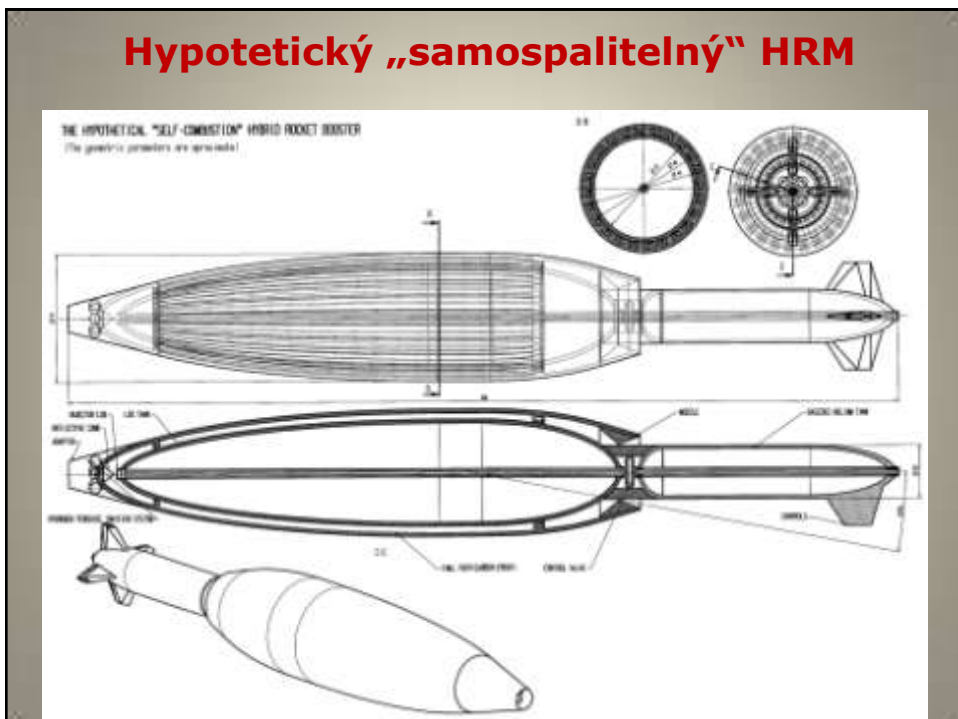




III. SMĚR Mars Sample Return mise 2.



Hypotetický „samospalitelný“ HRM



Projekt menší rakety s HRM

Délka 3m, max. průměr 0,16m, hmotnost cca 20 kg
Max. tah 4x500N, celkový impulz 9000 Ns
Kombinace vosk/ N_2O
Letová nádrž z nerezové oceli, spalovací komory z S-5
Technologický demonstrátor pro ověření zařízení dálkového
plnění oksyličovadlem na rampě a startovní sekvence



DĚKUJI ZA POZORNOST !

KONEC