

# Přispějí hybridní raketové motory (HRM) k dalšímu rozvoji kosmonautiky?

prof. Ing. Jan Kusák, CSc.

Obsah:

1. Úvod
2. Popis a princip funkce HRM
3. Základní vlastnosti HRM
4. Současný stav a možnosti uplatnění v dalším období
5. Závěr
6. Použitá literatura

## 1. ÚVOD [1]

Raketové motory (RM) se člení podle zdroje energie (druhu pohonných hmot) na:

- fyzikální RM
- chemické RM, které členíme podle skupenství pohonných hmot (PH) na
  - + RM na tuhou PH (RM TPH)
  - + RM na kapalné PH (RM KPH)
  - + RM na hybridní PH (HRM)

Problematika HRM byla řešena ve světě déle jak půlstoletí, v domácích podmínkách od 70-tých let.

Raketové motory se obecně vyznačují, díky své dynamické složce tahu  $F_D$ , svou nezávislostí na okolním prostředí.

Tah RM lze vyjádřit vztahem

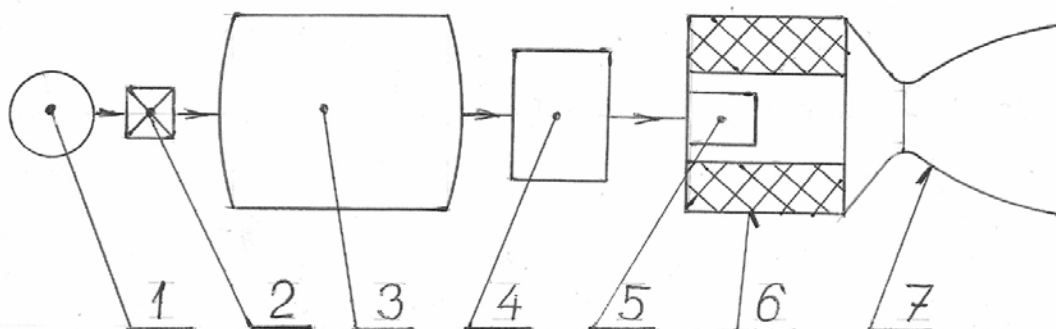
$$\mathbf{F}(t, y) = \mathbf{F}_D + \mathbf{F}_S = \mathbf{Q}_m \cdot \mathbf{w}_v + \mathbf{A}_v \cdot (\mathbf{p}_v - \mathbf{p}_{atm}) = \mathbf{i}_{sp} \cdot \mathbf{Q}_m \quad (\text{N})$$

kde je  $Q_m$  hmotnostní průtok plynů tryskou RM ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ );  
 $w_v$  výtoková rychlost plynů z trysky RM ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ );  
 $A_v$  plocha výstupního volného příčného průřezu trysky ( $\text{m}^2$ );  
 $p_v$  statický tlak plynů ve výstupním průřezu trysky (Pa),  
platí  $p_v/p_{sk} = \text{tlakový spád}$ ;  
 $p_{atm}$  tlak okolní atmosféry (u Země je závislý na výšce dráhy) (Pa);  
 $i_{sp}$  specifický (měrný) impuls RM ( $\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$ ).

## 2. Popis a princip funkce HRM

Zjednodušené schéma HRM je na Obr. 1.

Poznámka: Při nízkých tlacích ve spalovací komoře (SK) a krátkých dobách funkce může být schéma na Obr. 1 poněkud zjednodušeno (odpadá např. turbočerpadlový systém dodávky).



1. Plynový tlakový akumulátor (PTA) s inertním plynem (He, N<sub>2</sub>)
2. Ovládací ventil
3. Nádrž s okysličovadlem
4. Systém automatické regulace dodávky okysličovadla (O) do spalovací komory (SK) HRM (prostřednictvím vstřikovacího zařízení)
5. Vstřikovací zařízení O do SK
6. SK s náplní paliva (P) a s tzv. dohořivací komorou (před vstupem do trysky)
7. Nadzvuková (geometrická) tryska

Obr. 1 Zjednodušené schéma HRM

### 3. Základní vlastnosti HRM

Základní vlastnosti (parametry) porovnáváme s RM TPH a RM KPH. Zatímco bezpečnost manipulace a funkce HRM je až na malé výjimky vyšší oproti RM TPH a RM KPH, **základními nedostatky HRM je jeho vyšší prázdňá hmotnost (cca o 25 % vyšší oproti RM TPH) a nižší specifický impuls (o více jak 20% nižší oproti RM KPH).** Z těchto dvou parametrů vyplývají i omezení v uplatnění HRM v kosmonautice, ale i hlavní cesty k jejich dalšímu vývoji.

#### 3.1 Bezpečnost funkce

Tab. 1

Typ RM	Základní vlastnosti
RM TPH	Při prasknutí náplně TPH (větší trhlině) nebezpečí havárie, tlak plynů ve SK pro danou klidovou teplotu náplně TPH $p_{sk} = f(\text{poměrného ohořivaného povrchu})$ a to exponenciálně. Kapacitní chlazení omezuje dobu funkce.
RM KPH	Při netěsnostech konstrukce nebezpečí havárie zejména u samozápalných složek KPH. Regenerativní chlazení trysky a SK umožňuje prakticky neomezenou dobu funkce.
HRM	Výrazně vyšší bezpečnost při skladování a manipulaci – různá skupenství O a P, oddělení obou složek. Prasklá náplň (trhlina) a klidová teplota prakticky nemají vliv na tlak ve spalovací komoře.

#### 3.2 Velikost specifického impulsu $i_{sp}$

Maximální rychlost rakety je přímo úměrná velikosti specifického impulsu podle vztahu [2],[3]

$$v_{KTH} \equiv \sum_{i=1}^{i=n} i_{spi} \cdot \ln c_i \quad ,$$

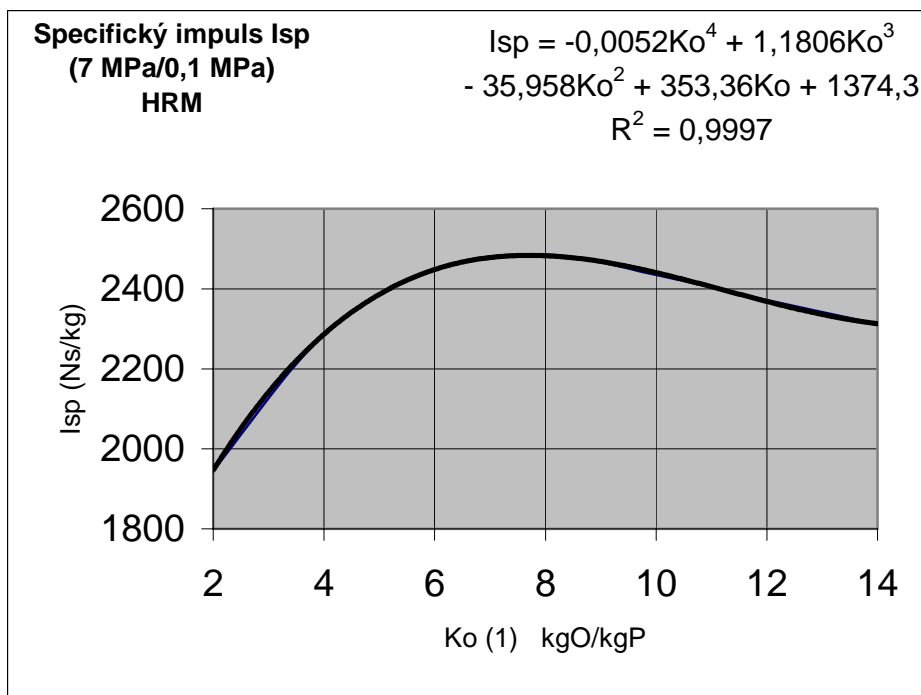
kde je  $i_{spi}$  specifický impuls i-tého stupně  
 $c_i$  rychlostní číslo subrakety při práci i-tého stupně  
 $v_{KTH}$  maximální teoretická rychlost vícestupňové rakety.

Při výpočtu jednostupňové rakety (úloha SSTO – Single Stage to Orbit) snadno zjistíme, že s HRM se na oběžnou dráhu nedostaneme – viz úvodní část kapitoly 3 a následující Tab. 2 [2].

Tab. 2

Typ RM	Velikost $i_{sp}$ (N.s.kg <sup>-1</sup> )
RM TPH	Přibližně do 2500 při hladině moře
RM KPH	Do 4600 ve vakuu
<b>HRM</b>	<b>Obvykle do 3000 při hladině moře, u kombinace s LOX ve vakuu kolem 3500</b>

Jako příklad uveďme na Obr. 2 průběh závislosti  $i_{sp}$  u kombinace vosk (P) a oxidu dusného (O) pro tlak ve SK  $p_{sk} = 7$  MPa a  $p_v = 0,1$  MPa [4], [6].



Obr. 2  $i_{sp} = f(K_o)$ , kde  $K_o$  je reálný směšovací poměr okysličovadla (O) a paliva (P)

Poznámka: Pro maximální velikost specifického impulsu dle Obr. 2 vychází teplota zplodin hoření (výbuchová teplota) cca 3500 K.

### 3.3 Další vlastnosti HRM

- složitější konstrukce oproti RM TPH
- relativně delší doba funkce (možnost regenerativního chlazení)
- snadná změna tahu v širokém rozmezí hodnot
- prakticky nezávislý na okolní teplotě

- restartovatelný
- netoxický (u RM TPH máme ale také netoxickou  $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$ )
- vyšší hustota paliva, část paliva ale nevyhoří
- relativně nízká rychlost hoření
- nízká cena

#### 4. Současný stav a možnosti uplatnění v dalším období [5], [6]

- značný rozsah prací v oblasti experimentální i teoretické oblasti (celá řada zkušebních HRM);
- zkoumány možnosti uplatnění u vojenských (předplněné RM) i civilních aplikací;
- dnes – sondážní rakety, suborbitální nosiče (Space Ship One), vývoj PJ pro větší korekce dráhy malých kosmických těles... (v průběhu přednášky budou uvedeny další vybrané informace)
- možnostem dalšího uplatnění brání dosud vysoká prázdná hmotnost HRM (včetně nevyhořelého paliva) a nízká velikost specifického impulsu
- k zajímavým návrhům z posledního období (2007, 2008), patří návrhy spalitelných multifunkčních struktur Ing. Csaba Borose, SVK, které uvedl m.j. i ve své doktorské disertační práci v letošním roce [5].



**Obr. 3** Rakety poháněné HRM – zleva Dolphin, SET-1, HySR a Hyperion [5]



**Obr. 4** HRM programu HPDP [5]



**Obr.5** HRM sondážní rakety HySR na zkušební stoličce [5]



**Obr.6** HRM raketoplánu SS1 při pozemních zkouškách [5]  
(eAc – environmental Aerospace company)

Tab. 3

Raheta, společnost	Ø (m)	$L_{CR}/L_{HRM}$ (m)	Kombinace HPH	Tah (kN)	Poznámka
Dolphin, Starstruck	1,07	15,5/	PB/LOX		1)
SET-1, AMROC	1,3	17,7/6,35	PB/LOX	334 při hladině moře	2)
HySR	0,61	18/	HTPB/LOX	267	3)
Hyperion, eAc			HTPB/N <sub>2</sub> O		4)
HPDP	1,8	/13,9	HTPB+PCPD/LOX	1000	5)
SS1, Scaled Composites, Space Dev	0,56		HTPB s přísadami/N <sub>2</sub> O	66,7 až 80	6)
MTV, Space Dev			PMMA/N <sub>2</sub> O		7)

- 1) Celková hmotnost 7,5 t, startovala jen jednou v r. 1984
- 2) První suborbitální let v r. 1989 poznamenán závadou (zamrzlý ventil LOX), náplň P ve tvaru loukotě. Specifický impuls ve vakuu 2482 N.s.kg<sup>-1</sup>, doba funkce cca 70 s.
- 3) Projekt sondážní rakety, hmotnost užitečného zatížení 363 kg, dostup cca 70 km. Specifický impuls ve vakuu 2844 N.s.kg<sup>-1</sup>, doba funkce cca 31 s. První start v r. 2002.
- 4) Projekt menších sondážních raket. Ve verzi Hyperion 1C pro 4,5 kg užitečného zatížení dostup 90 km.
- 5) HPDP (Hybrid Propulsion Demonstration Program) je zkoušen od r. 1999. Měl sloužit jako přidavný urychlovací blok pro již používané nosné rakety. Hmotnost paliv 20,7 t, hmotnostní průtok LOX 190,5 až 272 kg.s<sup>-1</sup>, doba funkce cca 80 s. Celková hmotnost HRM 56,7 t. Má být použit jako suborbitální nosič pro experimenty v podmínkách mikrogravitace.
- 6) RKPL SpaceShipOne. První pilotovaný let kosmického dopravního prostředku s HRM. Letounem do 14 km, po odhozu do 112 km, HRM bez výtlačného systému, specifický impuls ve vakuu 2453 N.s.kg<sup>-1</sup>, maximální doba funkce 84 s. Hmotnosť paliva 272 kg, hmotnosť okysličovadla 1370 kg.
- 7) MTV (Orbital Maneuver and Transfer Vehicle) zajišťuje změnu rychlosti malých kosmických těles v rozmezí 500 až 2000 m.s<sup>-1</sup> (ve třech variantách).

AMROC	American Rocket Company (vývoj HRM od r. 1985)
JIRAD	Joint Government/Industry Research and Development (program od r. 1990)
PB	Polybutadiene
HTPB	Hydroxyl Terminated Polybutadiene
PCPD	Polyciklopentadién
PMMA	Polymethylmetakrylát (plexisklo)
LOX	Liquid Oxygen (kapalný kyslík)
N <sub>2</sub> O	Oxid dusný

## 5. Závěr

**Odpověď na otázku, zda HRM přispějí k dalšímu rozvoji kosmonautiky, můžeme formulovat jedním slovem ANO, přispějí!**

K tomu, aby HRM mohly být bezpečně a spolehlivě uplatněny, čeká pracovníky ve výzkumných laboratořích a specializovaných vývojových institucích ještě hodně práce. Půjde o přenos dosažených poznatků z laboratoří (testování zařízení v určitém měřítku) do pohonných jednotek s HRM ve skutečné velikosti si vyžádá další propracování teorie vnitřní

balistiky těchto motorů (např. omezení oscilačního hoření uplatněním speciálních vstřikovacích systémů okysličovadla do SK, aj.), uplatnění progresivních technologií výroby nádrží okysličovadla a SK, zajištění moderní technologie rotačního odlévání náplní paliva do SK.

Vše je samozřejmě podmíněno zvyšováním specifického impulsu a prodloužením doby funkce HRM k dosažení požadovaných celkových impulsů (přibližně součin průměrného tahu HRM a doby jeho funkce). Stručně řečeno, jde o běh na dlouhou trať.

## 6. Použitá literatura

- [1] Kusák, J. Soubor sylabů Základy raketové techniky. Vybrané kapitoly. HVM 1976.
- [2] Kusák, J. Kosmické rakety dneška. HVM 1978.
- [3] Růžička, B., Popelínský, L. Rakety a kosmodromy. NV Praha 1986.
- [4] Boros, C., Konečný, P. Development of Wax Fuel Grain for Hybrid Rocket Motor. AiMT 2009
- [5] Boros, C. Příspěvek k řešení hybridního raketového motoru. Doktorská disertační práce. UO, FVT Brno 2009.
- [6] Kusák, J. Nepsublikované výpočty. Brno 2009.

Děkuji za pozornost !