

Projekt suborbitální rakety

ARDEA

Jak dál ?



Ing. Csaba Boros, PhD.
Bence Nagy

Obsah

- **Úvodem – současný trh sondážních raket – máme šanci vytvořit trh nový?**
- **ARDEA III – projekt suborbitální rakety – Koncept**
- **Lze vypustit vlastní družici vlastní raketou ?**
- **Co jsme udělali a co potřebujeme udělat**
- **Kde to budeme vypouštět ?**

Význam raketové sondáže

- Je to jediný prostředek pro dosažení výšek nad 50km(balóny) až do 160km(družice)
- Levnější postup pro testování různých přístrojů v kosmických podmínkách(v porovnání s družicemi)
- Možnost synoptického pozorování vyšších vrstev atmosféry Země, eventuelně „kosmického počasí“
- Možnost provádění různých fyzikálních a biologických experimentů
- Vývoj a tvorba různých materiálů, krystalů v podmínkách beztížného stavu
- Možnost měření aerodynamických charakteristik při vysokých(hypersonických) rychlostí letu
- Astronomické pozorování(levnější než družice), lze poměrně rychle reagovat na určité nebeské jevy, úkazy
- Pozorování Země – při přírodních katastrofách apod.
- Edukační účely, filmování, fotografování

Současné sondážní rakety

- Vyznačují se nosností od zhruba 36kg(SpaceLoft) do 700kg(Maxus)
- Dosahovaná výška letu od 70 – 700km
- Trend vývoje v dané oblasti ukazuje růst hmotnosti užitečného zatížení na úkor frekvence startů – momentálně je to zhruba 60 startů za rok na celém světě
- Docela dlouhé čekací lhůty na start – např. u raket Texus se čeká průměrně 3,5 roku na start(je víc dodavatelů užitečného zatížení)
- Cena za dopravení 1 kg užitečného nákladu se pohybuje v rozmezí 10 000 až 25 000 U.S.dolarů

Příklad sondážních raket

SpaceLoft
118km/36kg



Payload Bay

- 36 kg payload mass
- 172,070 cubic centime
- 25.4 cm max diameter
- 242 cm max length

Recovery Section

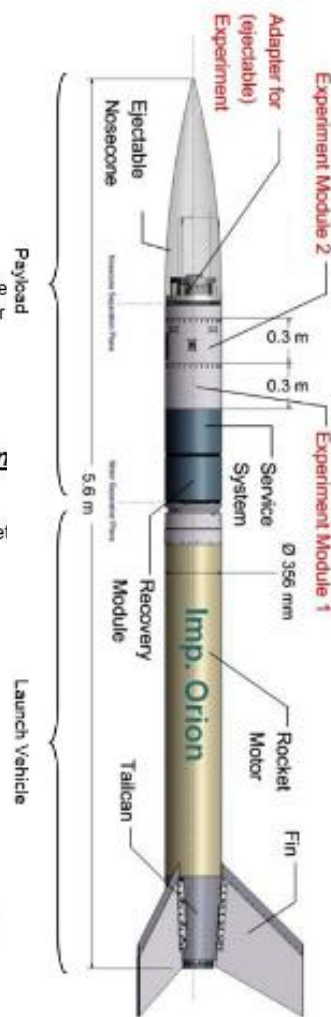
- Avionics
- Parachutes
- Tracking and Telemet
- De-spin system

Booster

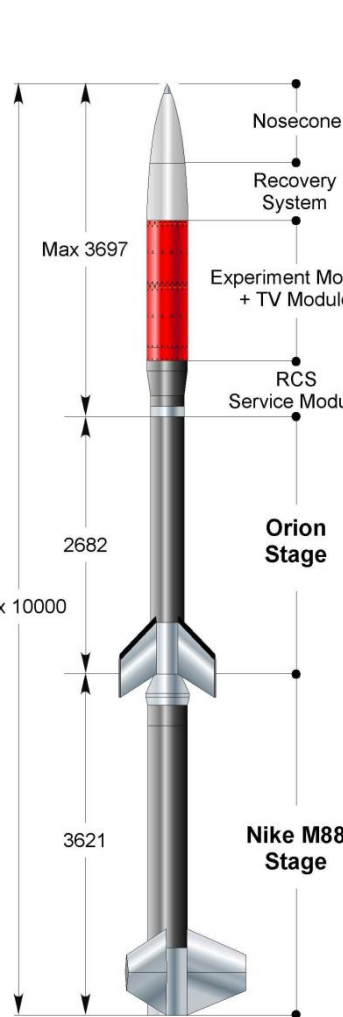
- Solid rocket motor
- Fin assembly

- 354 kg gross liftoff weight
- 6.1 meters tall

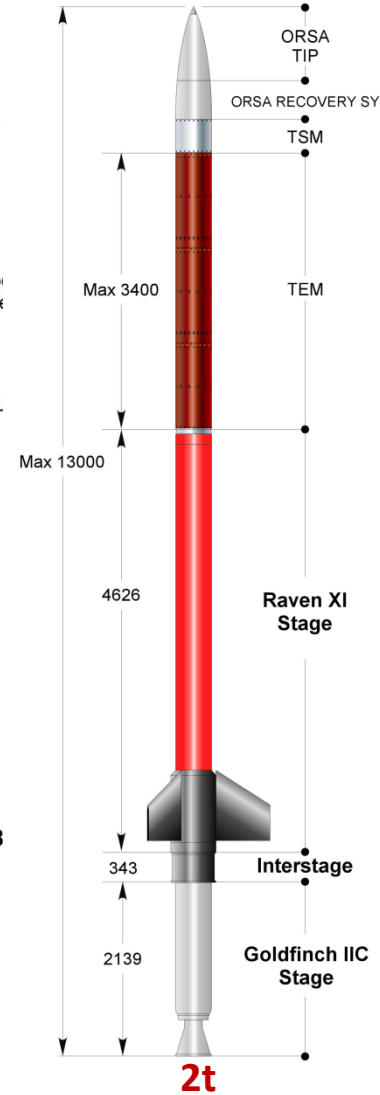
Rexus
95km/100kg



miniTexus
140km/160kg



Texus(Skylark)
260km/260kg



Texus(VSB30)
260km/260kg



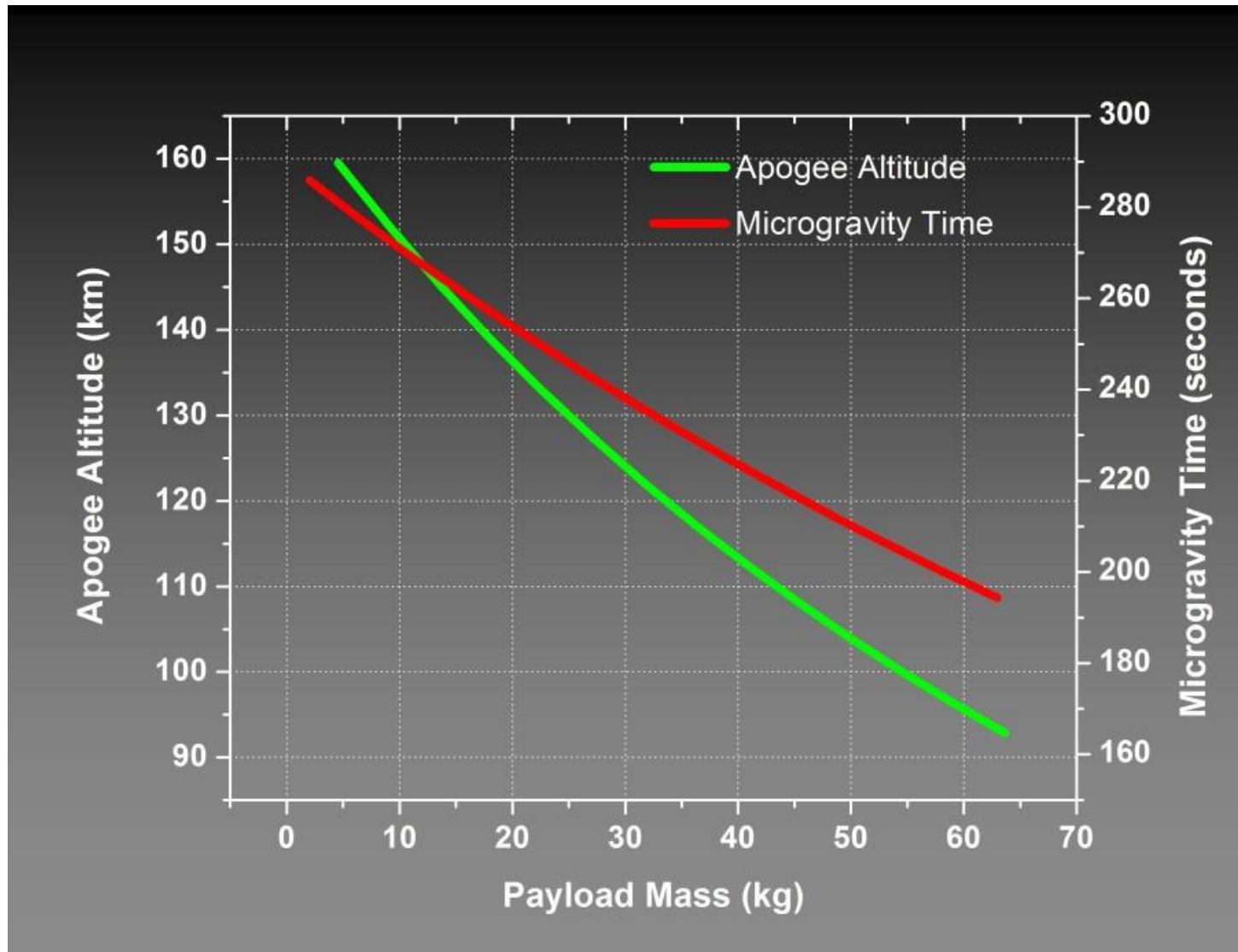
Celk. hmotnost = **0,5t**

1t

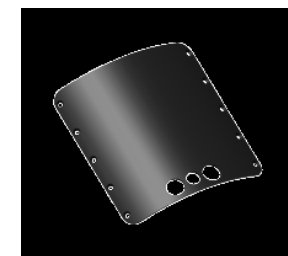
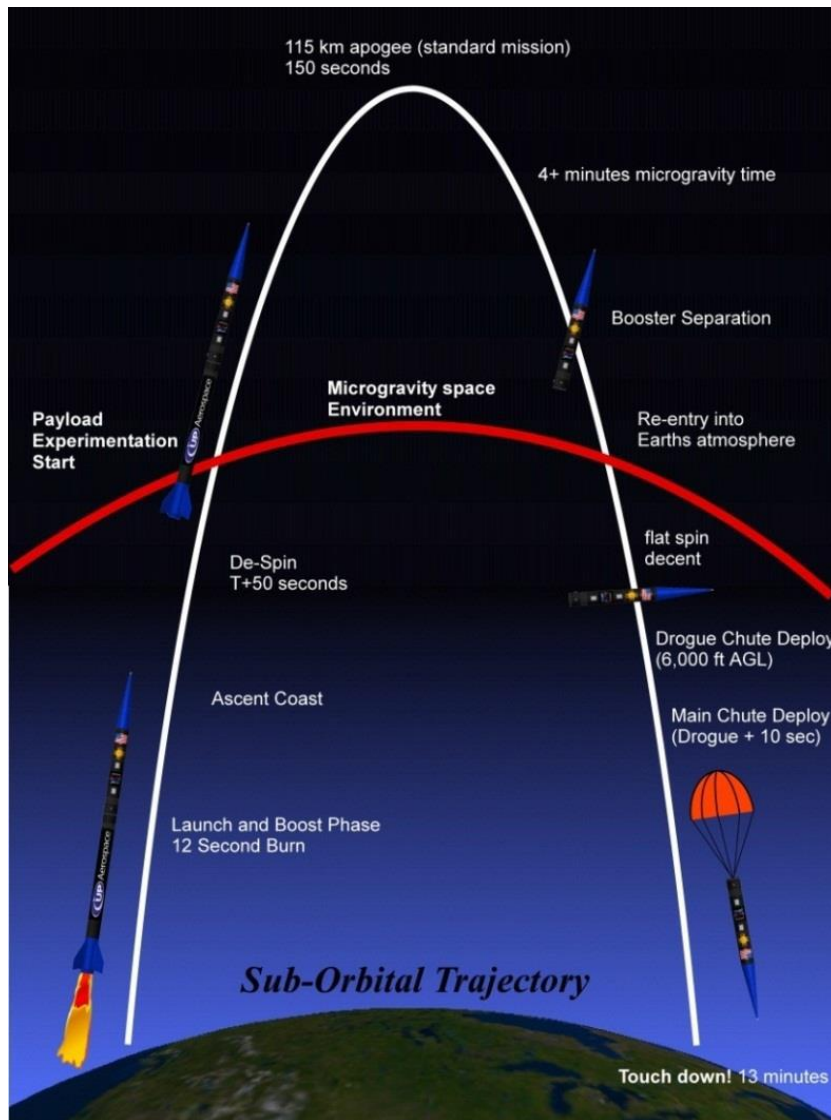
2t

2,5t

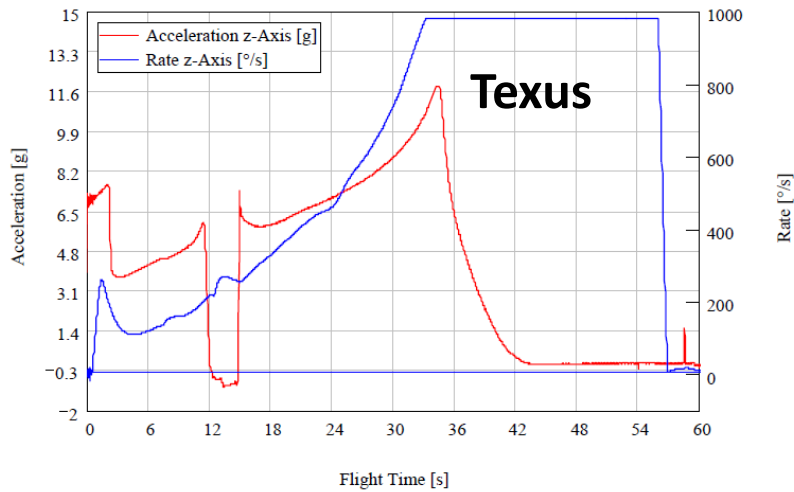
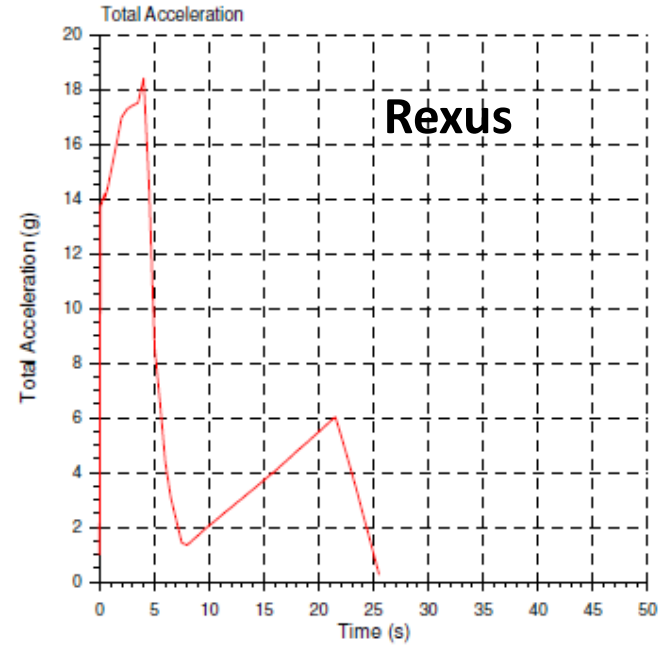
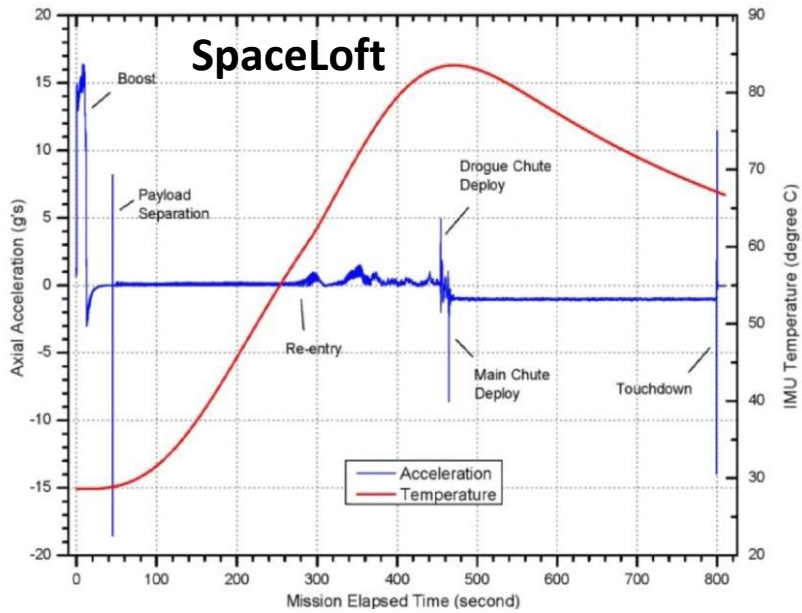
SpaceLoft – nosnost rakety



SpaceLoft – rozložení užitečného zatížení a průběh letu



Průběh zrychlení v závislosti na čase



SpaceLoft	max.16g
Rexus	max.19g
Texus	max.12g

Lze vytvořit nový trh pro sondáž ?



Podmínky:

- Bezpečný, levný nosný prostředek částečně, nebo plně znovupoužitelný se širokým rozsahem využití
- Aplikace řízení letu rakety po celou dobu letu – snižuje se úroveň zrychlení a zlepšuje se přesnost dopadu použitých částí rakety
- Upřednostnění vysoce pohyblivé, mobilní raketové základny, místo současných těžkých a rozměrných vypouštěcích ramp a věží
- Pohonné hmoty musí být bezpečné, výhodou budou standartní technické plyny a látky, běžně dostupné v cílových oblastech
- Rizikový kapitál – vývoj daného prostředku představuje investici se spornou návratností
- Politické vlivy – zákaz exportu tzv. “dual-use technologií, ITAR, terorismus
 - vypouštěcí základna musí ležet na odlehlých oblastech, levný provoz
 - enviromentální zátěž, ochrana zdrojů, přírodní rezervace

www.denofgeek.com

ARDEA III koncept sondážní/nosné rakety



- **Bezpečnost – hybridní raketový motor**
- **Rychlá instalace a poletová analýza dat**
- **Nízké hodnoty zrychlení**
- **Žádná rotace prostředku**
- **Kontrola polohy**
- **Přesné přistání**
- **Levný provoz**
- **Ekologie**

www.denofgeek.com

ARDEA III



Startovní hmotnost: **445 – 485 kg**

Max. průměr : 305 mm

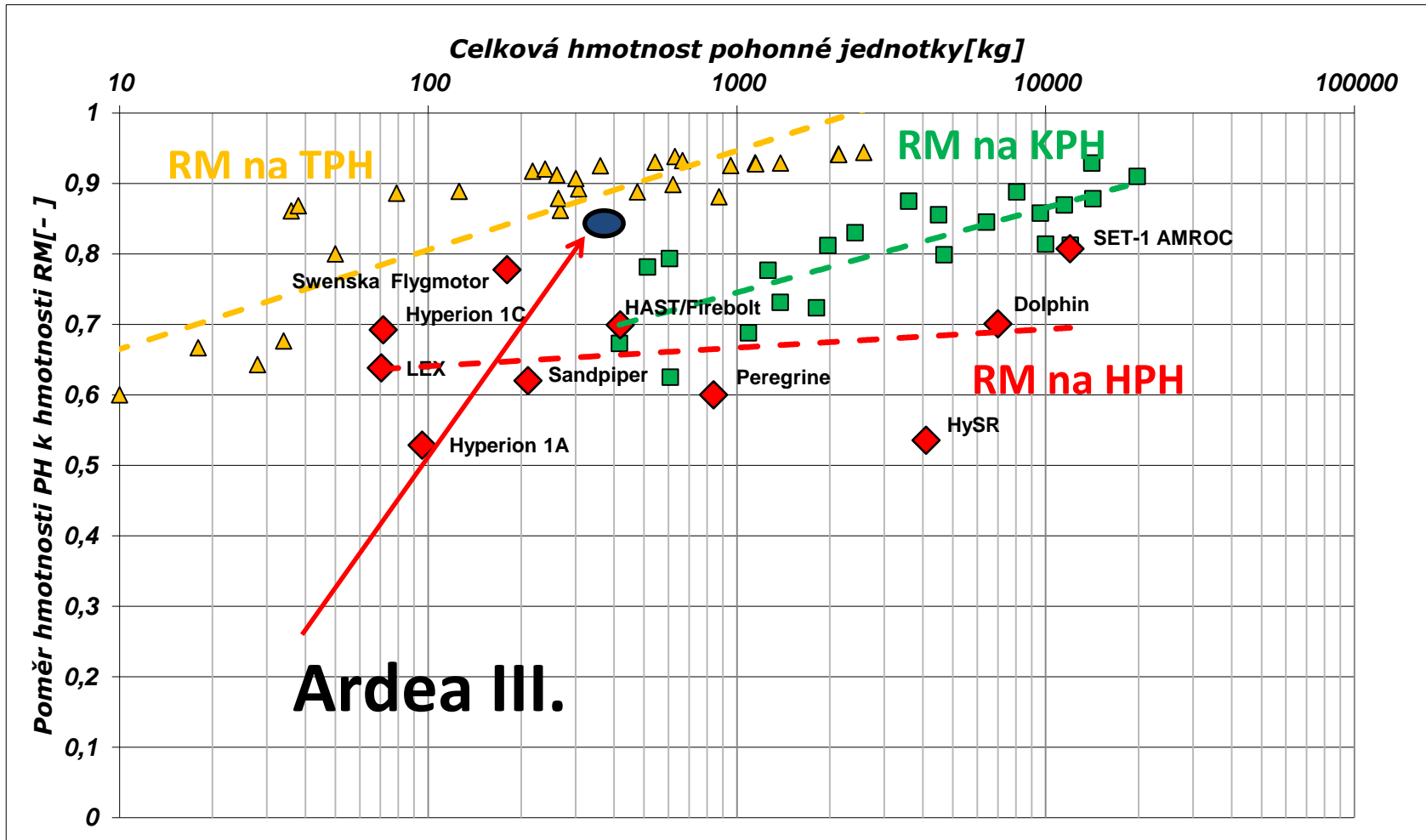
Délka: 10m

Provedení: **100kg*/130km**
65kg*/190km

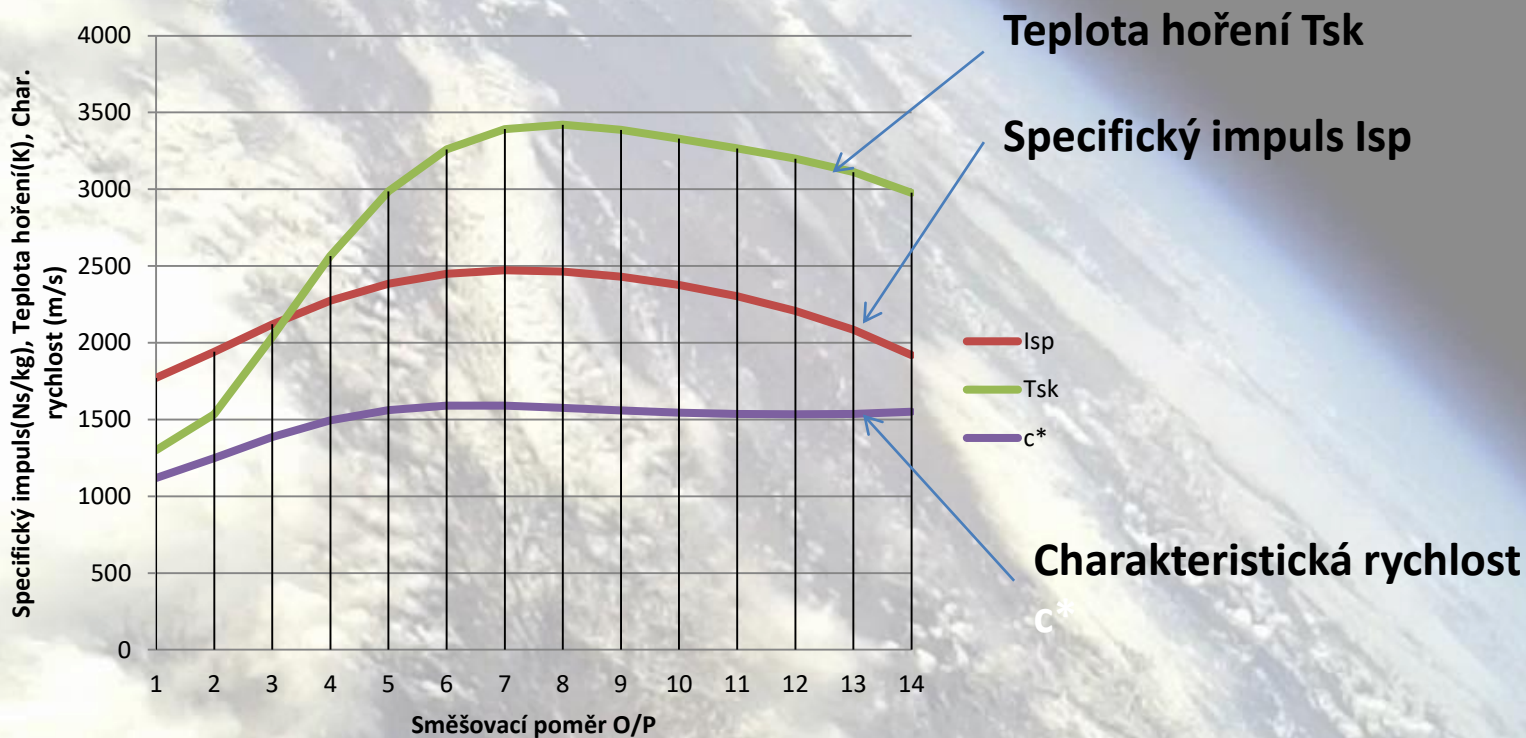


Ad *) Hmotnost vědeckých přístrojů bude nižší – **5 až 40 kg**, zbytek(60kg) je servisní modul(avionika, baterie, návratový systém apod.)

Hmotnostní charakteristiky chemických RM



Termochemické parametry pro HPH-12 při tlaku 7MPa a H=0 MSA



$I_{sp} = 2480 \text{ Ns/kg}$ při $O/P = 7$ – při účinnosti 95% bude I_{sp} cca **2405 Ns/kg**

Pozn.: Pro první přiblížení bude uvažovaný tlak ve spal. komoře 5MPa a 2300Ns/kg

A III – Hybridní raketový motor

Požadavky



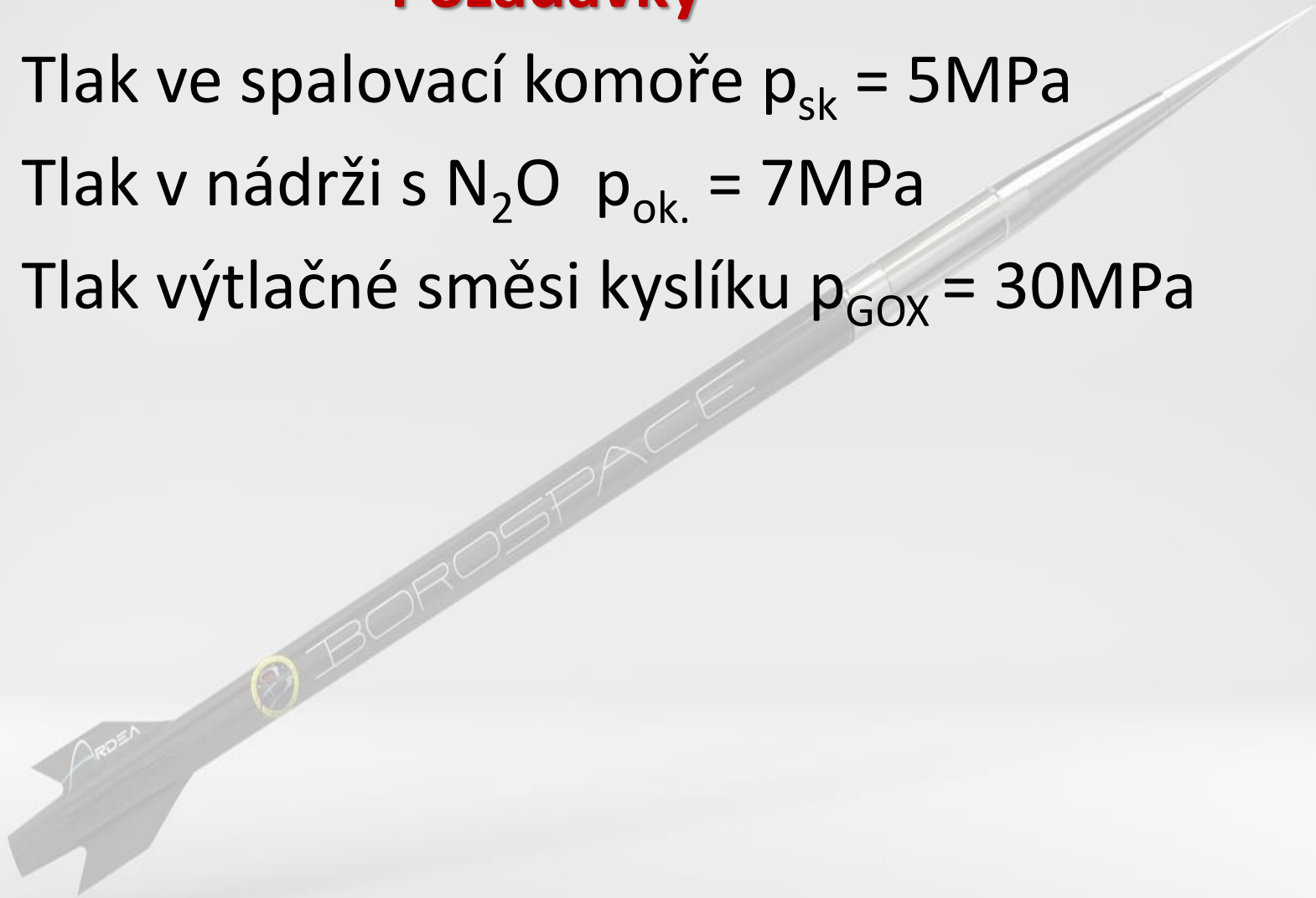
- Specifický impuls $I_{SPmin.} = 2300 \text{ Nskg}^{-1}$
- Průměrný tah $F_{stř.} = 18\text{kN}$
- Doba funkce $t = 40\text{s}$
- Celkový impuls motoru $I_{\Sigma} = 720 \text{ kNs}$
- Hmotnost PH $m_{HPH} = 315\text{kg}$
- Hmotnost konstrukce motoru(+stab.) $m_k = 70\text{kg}$
- Celková hmotnost boosteru $m_{booster} = 385\text{kg}$
- Délka motoru $L_{mot.} = 6\text{m}$
- Max. průměr motoru $D_{mot.} = 305\text{mm}(12 \text{ palců})$

A III – Hybridní raketový motor

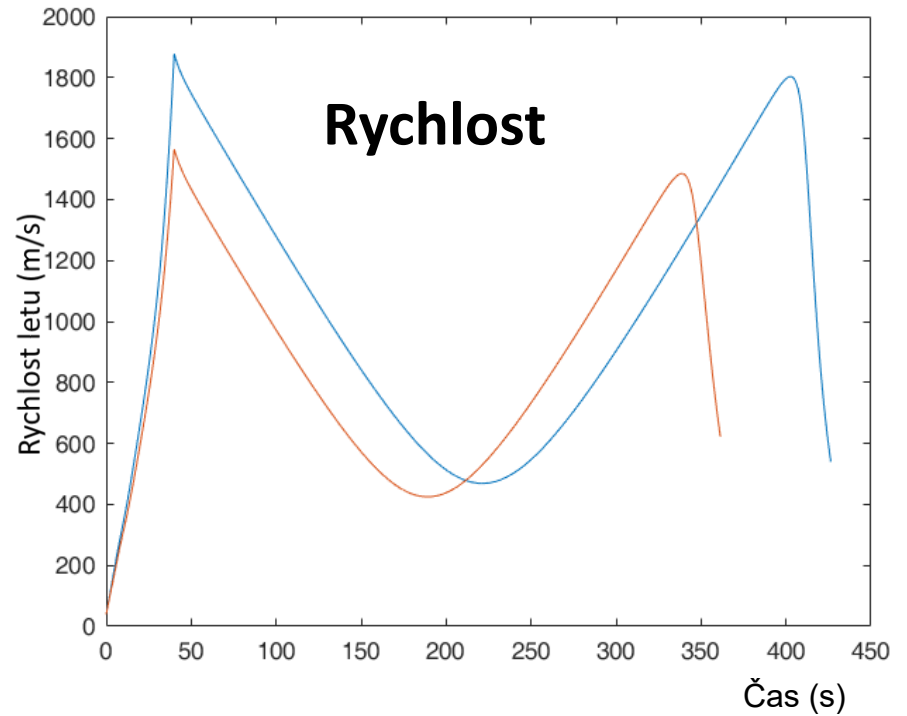
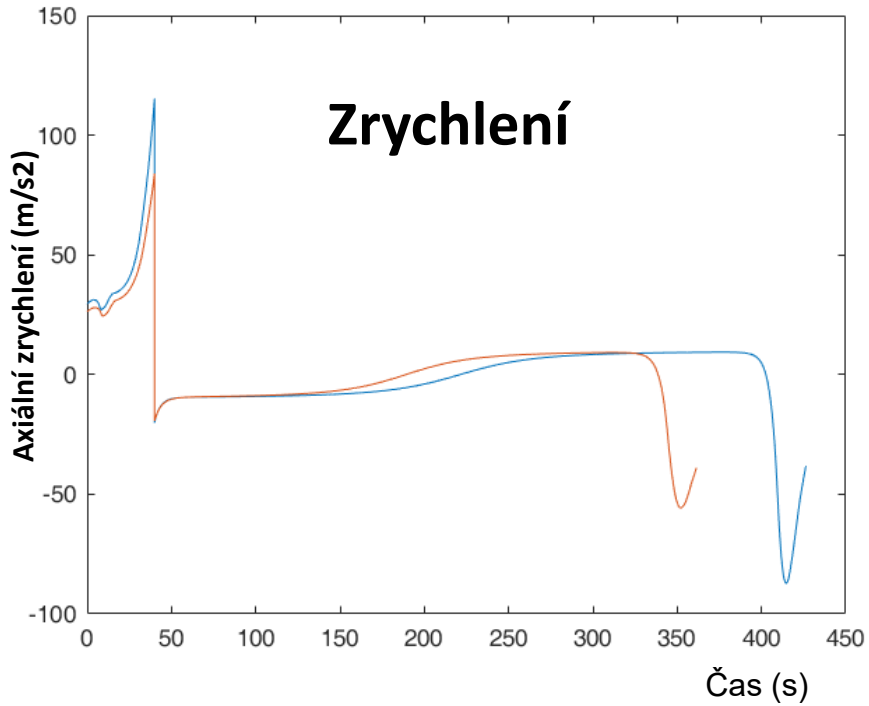
Požadavky



- Tlak ve spalovací komoře $p_{sk} = 5\text{MPa}$
- Tlak v nádrži s N_2O $p_{ok.} = 7\text{MPa}$
- Tlak výtlačné směsi kyslíku $p_{GOX} = 30\text{MPa}$

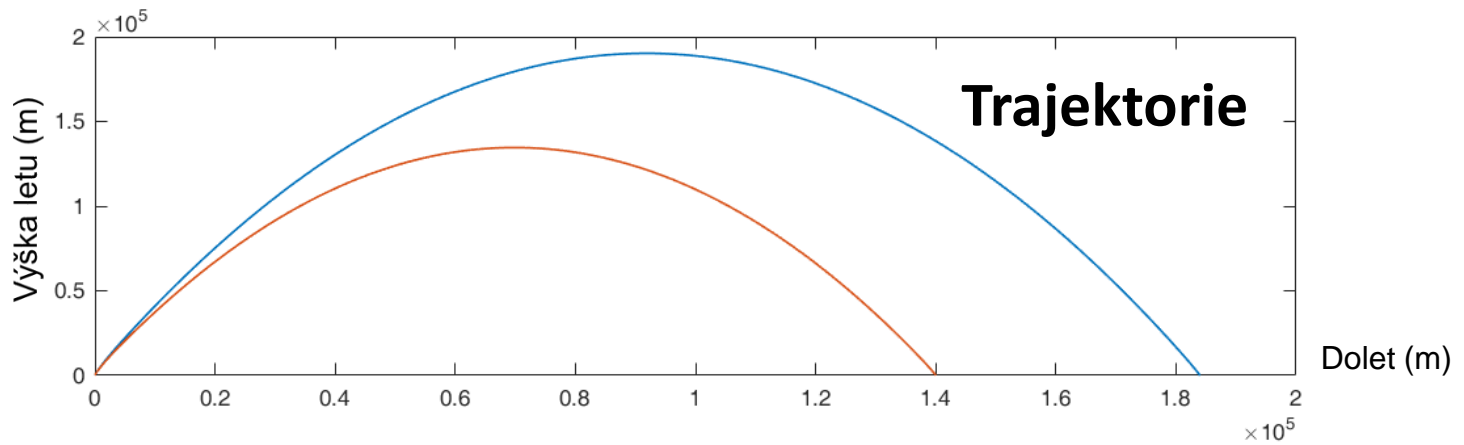


Ardea III – předběžné výkony

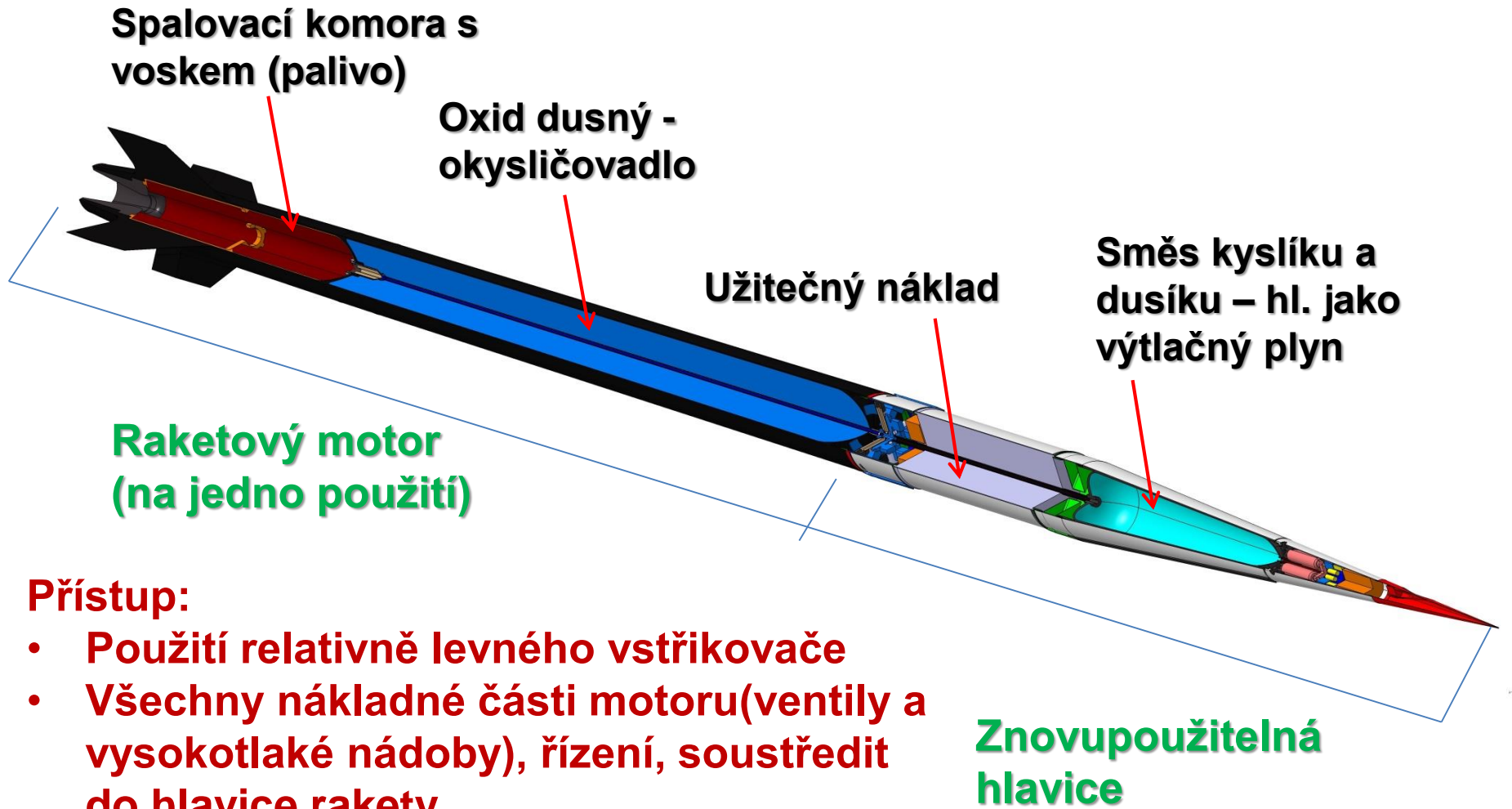


Startovní hmotnost

- █ M=445kg
- █ M=485kg



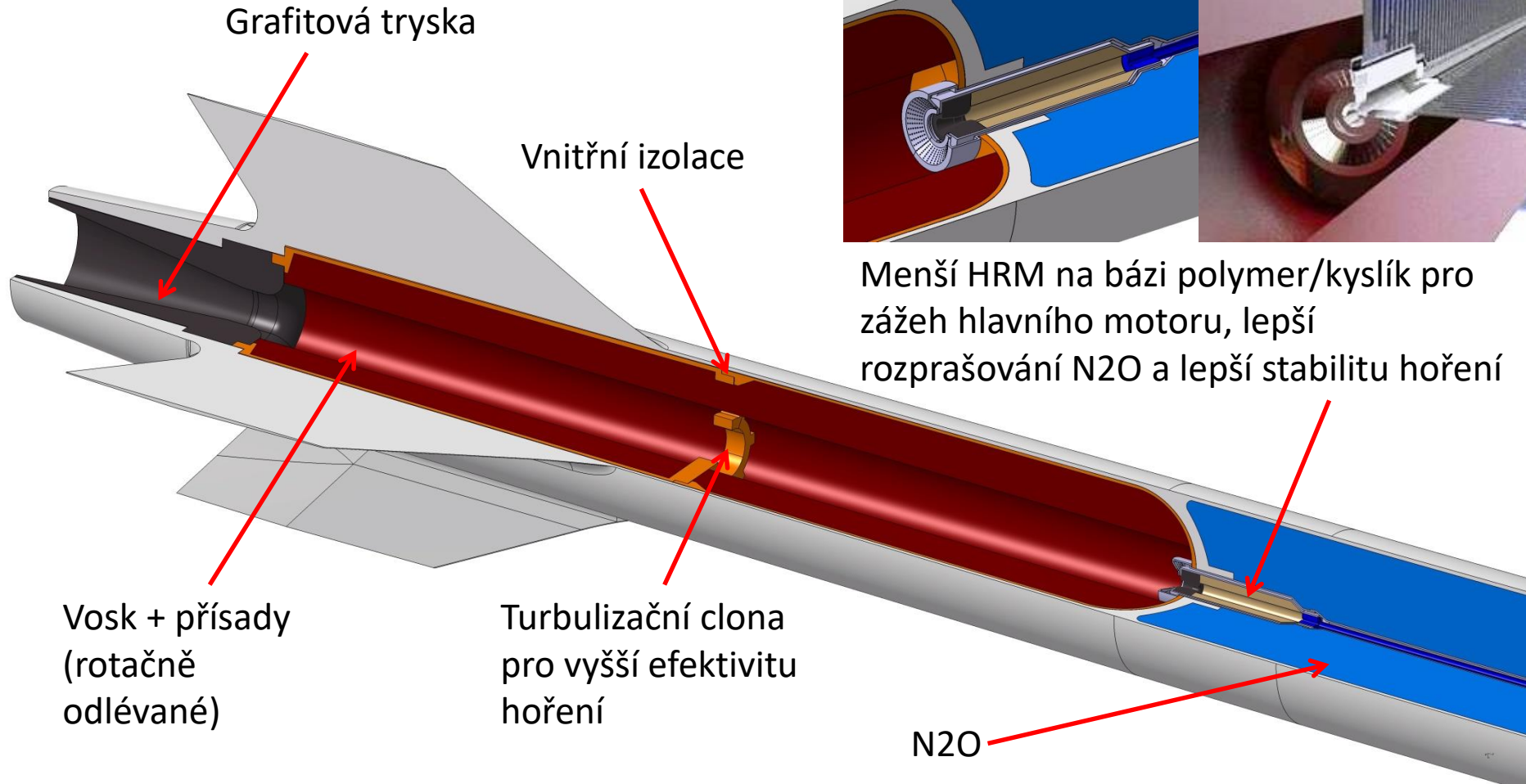
Suborbitální raketa ARDEA III.



Přístup:

- Použití relativně levného vstřikovače
- Všechny nákladné části motoru(ventily a vysokotlaké nádoby), řízení, soustředit do hlavice rakety
- Nízké výrobní náklady pro RM

ARDEA III - Spalovací komora

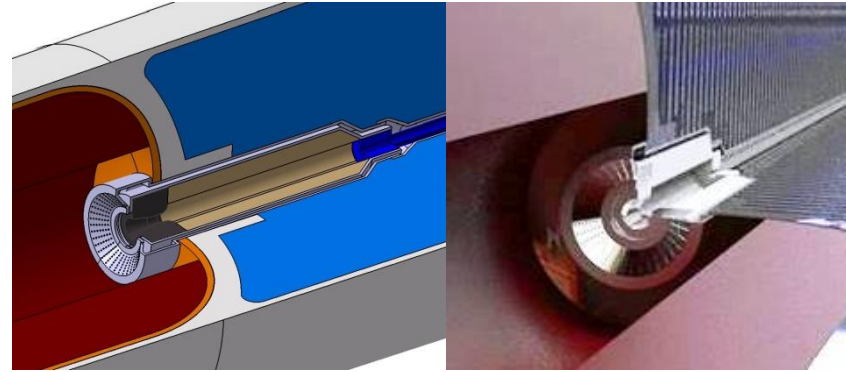


Grafitová tryska

Vnitřní izolace

Vosk + přísady
(rotačně odlévané)

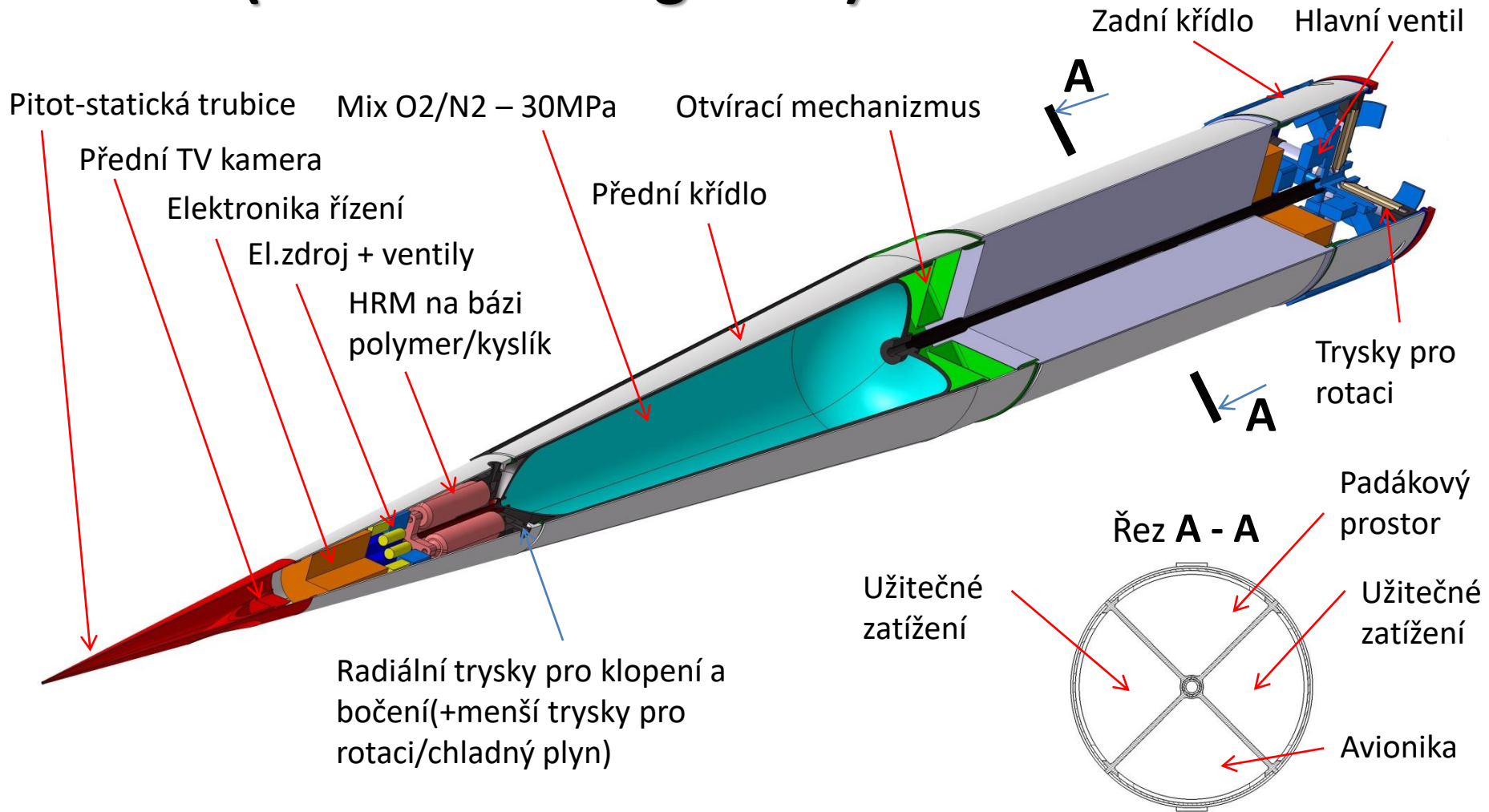
Turbulizační clona
pro vyšší efektivitu
hoření



Menší HRM na bázi polymer/kyslík pro zážeh hlavního motoru, lepší rozprašování N2O a lepší stabilitu hoření

N2O

ARDEA III - Návrátová hlavice (vzletová konfigurace)

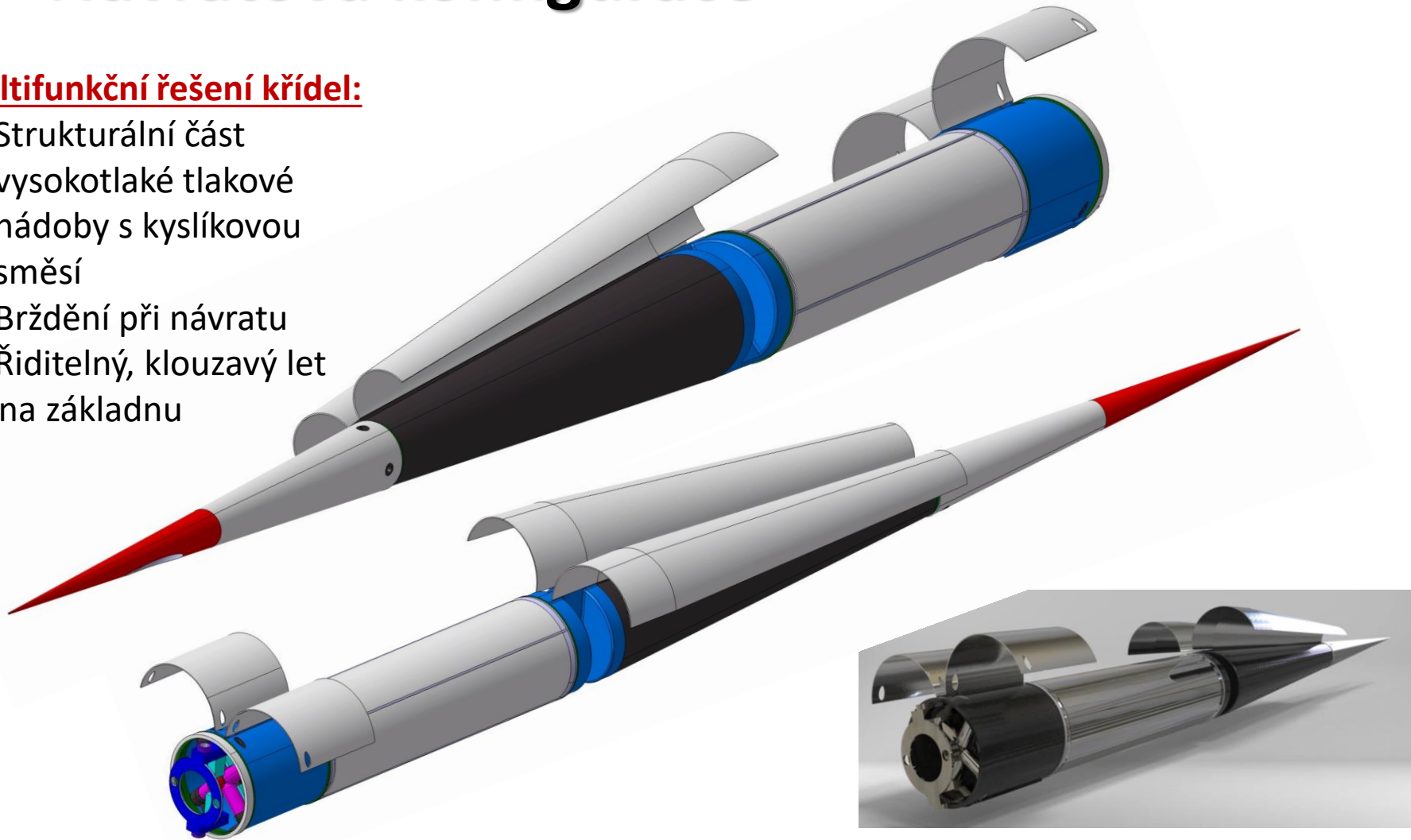


ARDEA III

Návratová konfigurace

Multifunkční řešení křidel:

- Strukturální část vysokotlaké tlakové nádoby s kyslíkovou směsí
- Brždění při návratu
- Řiditelný, klouzavý let na základnu





Lze vypustit družici vlastní raketou ?

Nosná raketa Juno 1/družice Explorer



- 4 stupně
- Hmotnost rakety 29t
- Hmotnost družice 11kg
- Řízen pouze I. stupeň

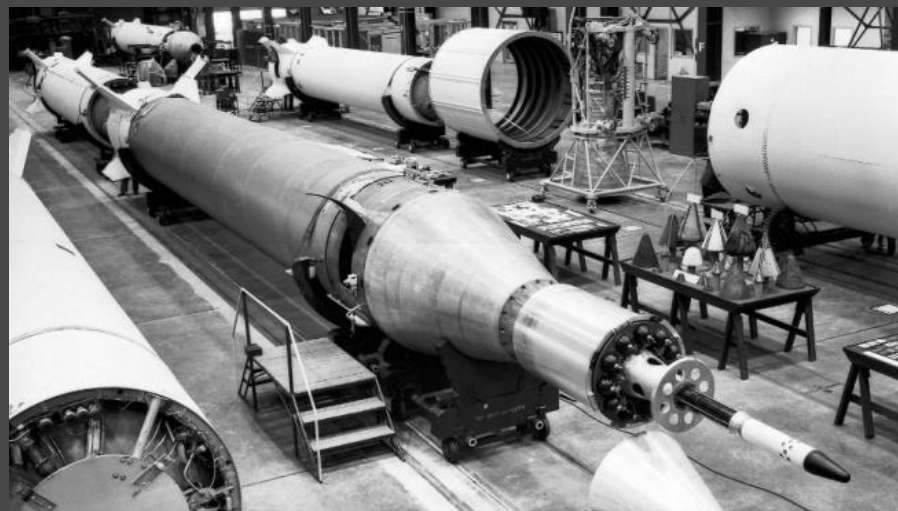
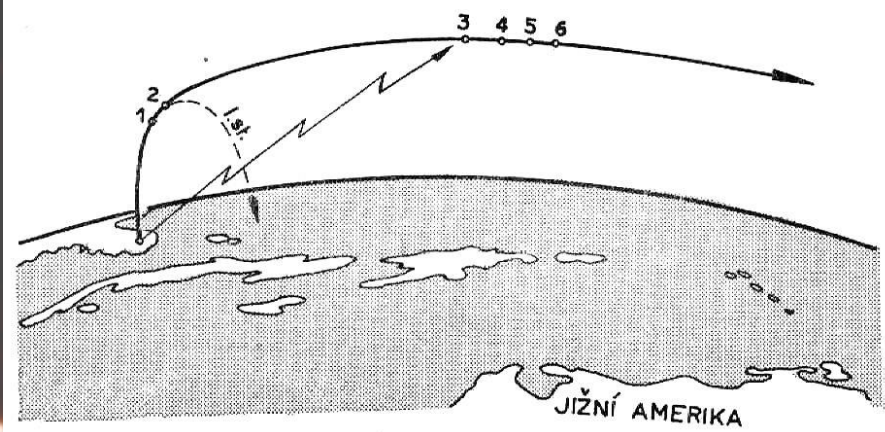
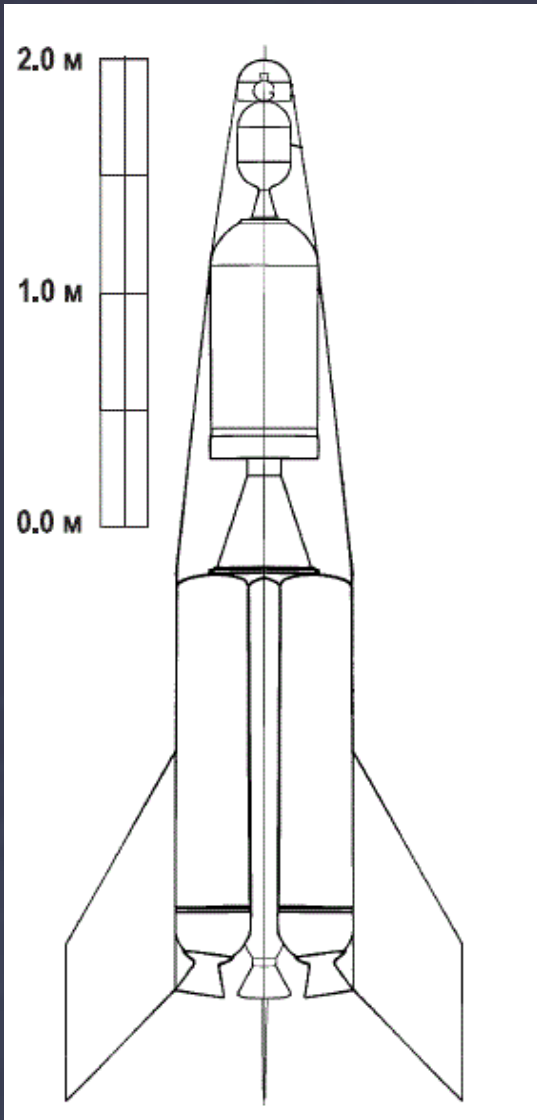


Schéma dráhy letu nosné rakety Juno 1: 1 - konec funkce motoru I. st., 2 - odpojení I. st., 3 - zážeh motorů II. st., 4 - zážeh motorů III. st., 5 - zážeh motoru IV. st., 6 - uvedení družice na oběžnou dráhu



Projekt NOTSNIK / Pilot



- 6 stupňů
- Hmotnost nosiče 950kg
- Hmotnost družice 1 kg
- Raketa neřízená



A III – nosná raketa pro pikosatelity

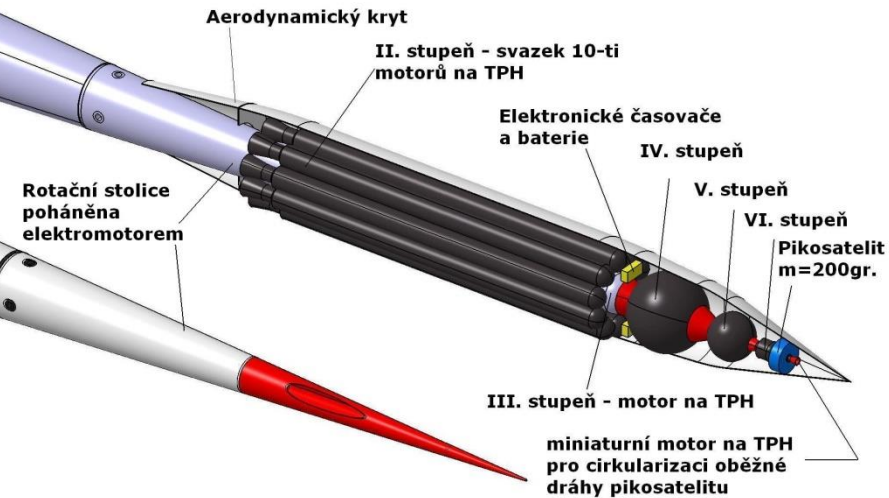


Standartní hlavice s horními stupni

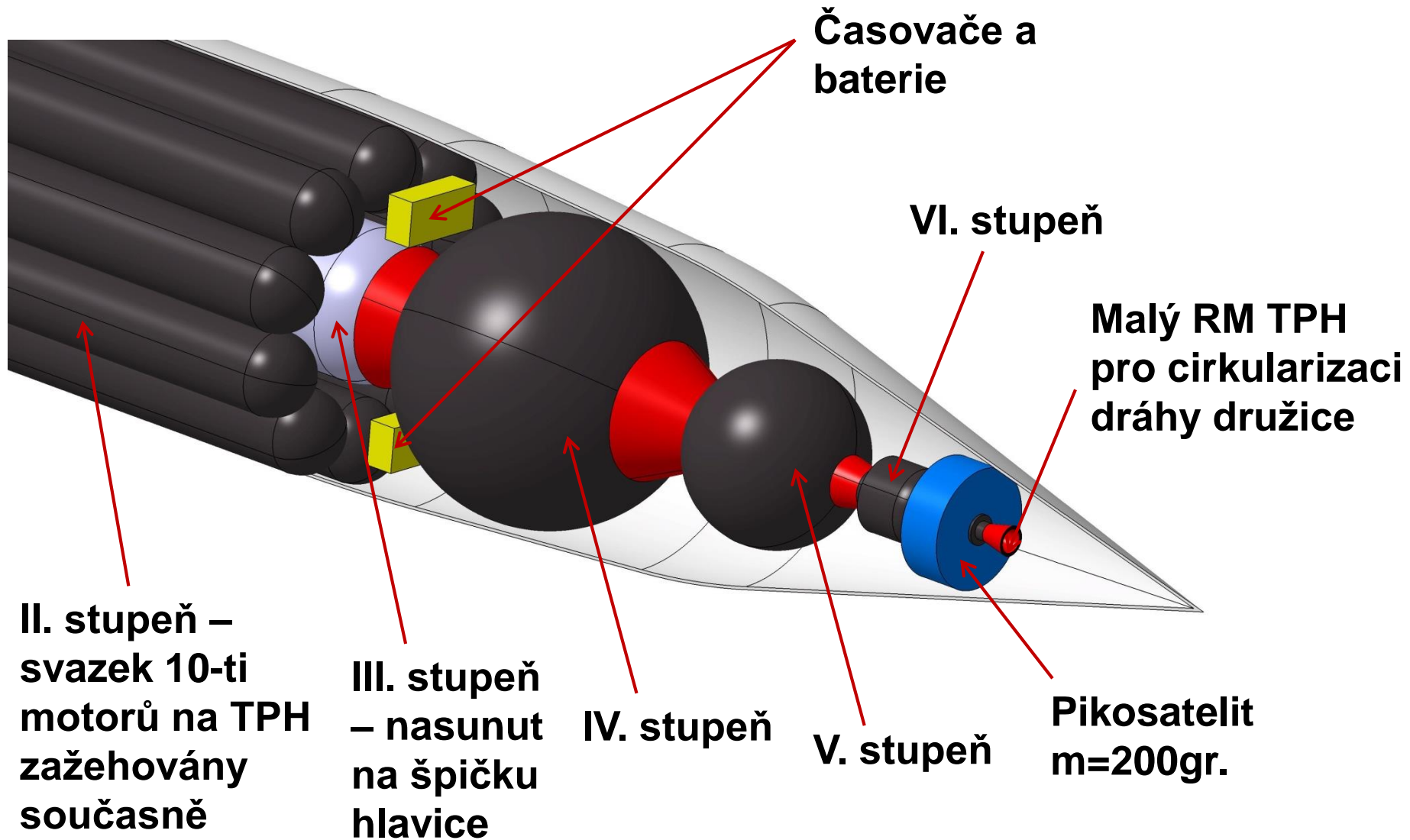


**HORNÍ STUPNĚ
STABILIZOVÁVY ROTACÍ**

Standartní
hlavice rakety
Ardea III.



Horní stupně - detail



Modulární vypouštěcí zařízení

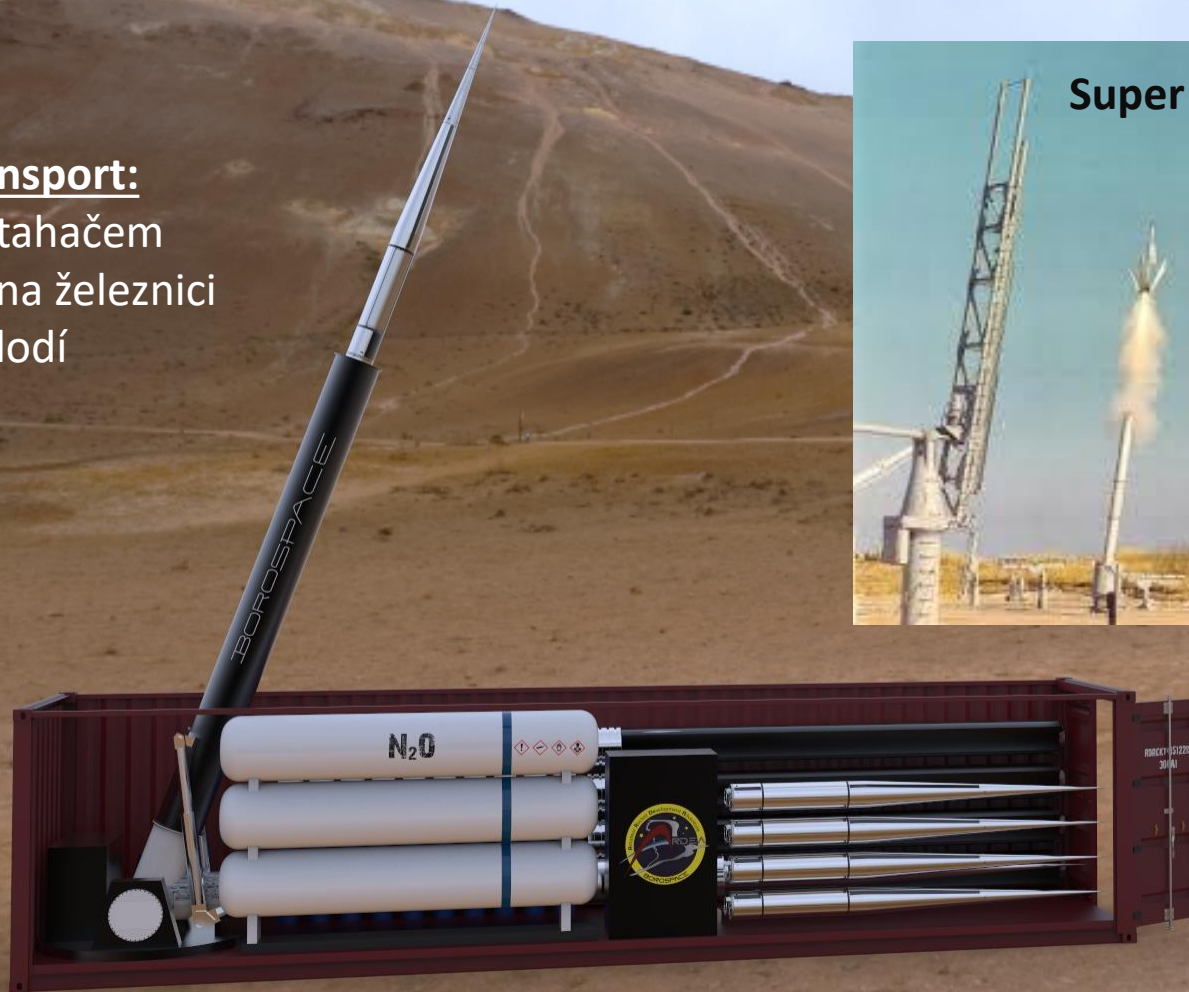


A III. Modulární startovací zařízení (ISO kontajner)



Transport:

- tahačem
- na železnici
- lodí

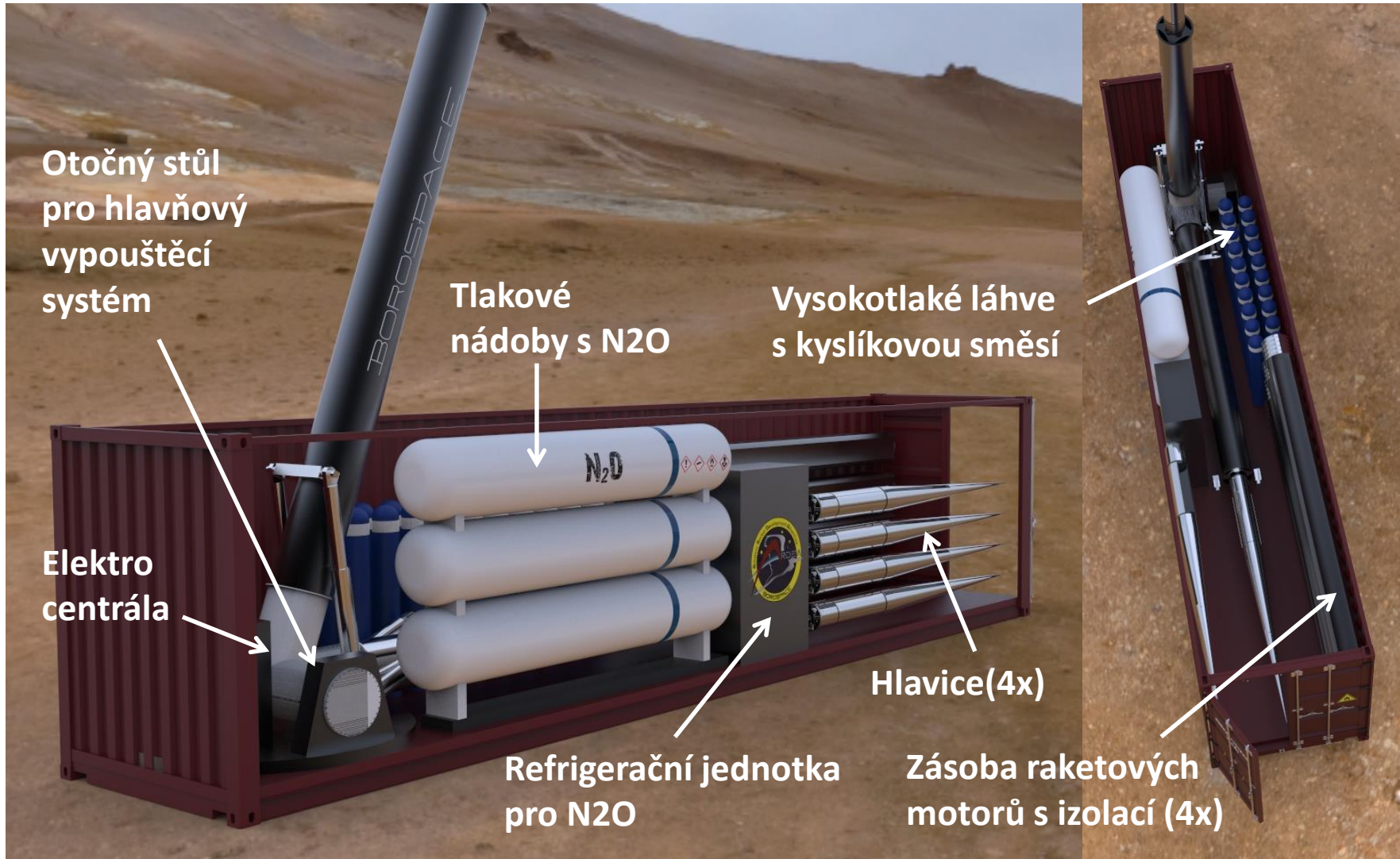


Výhody:

- Menší ohrožení startovacího zařízení
- Možnost kvalitní tepelné izolace N2O tanku

A III. Modulární startovací zařízení

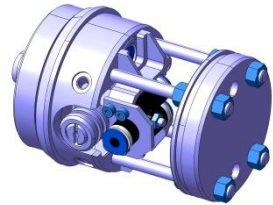
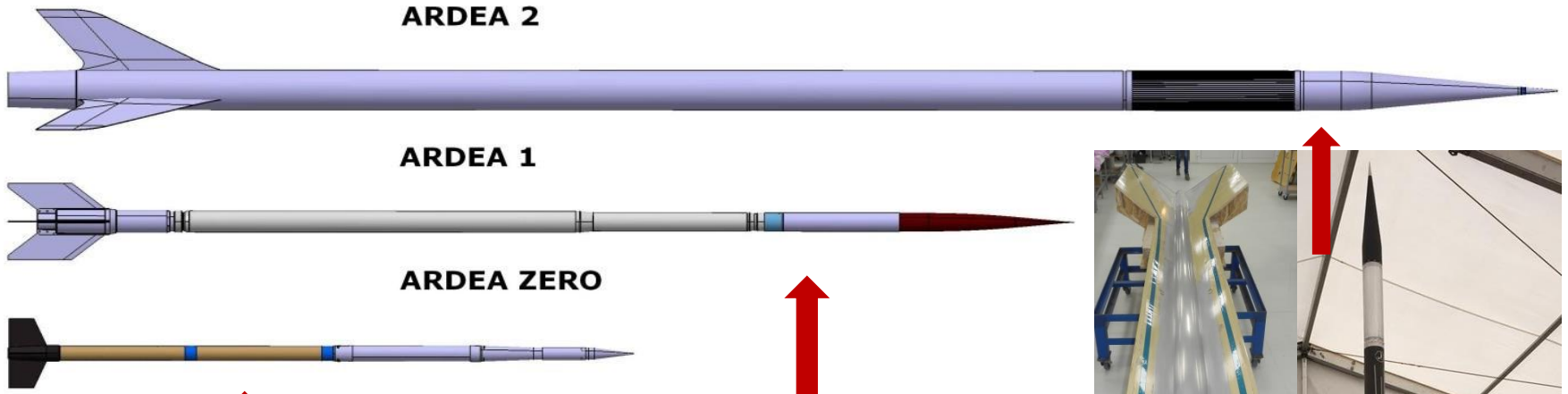
Popis





Co jsme udělali a co potřebujeme udělat

Vývoj raket Ardea

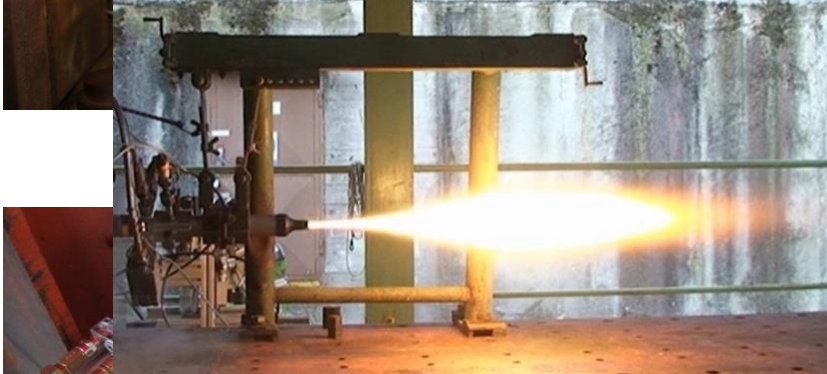
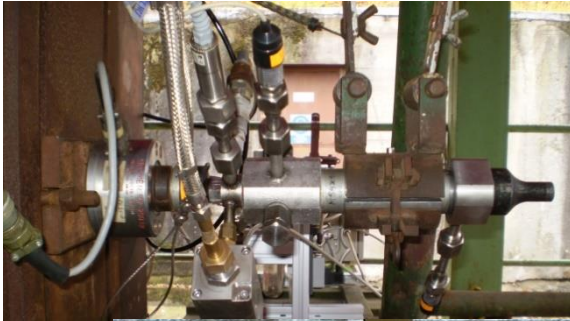


Testování raketových motorů

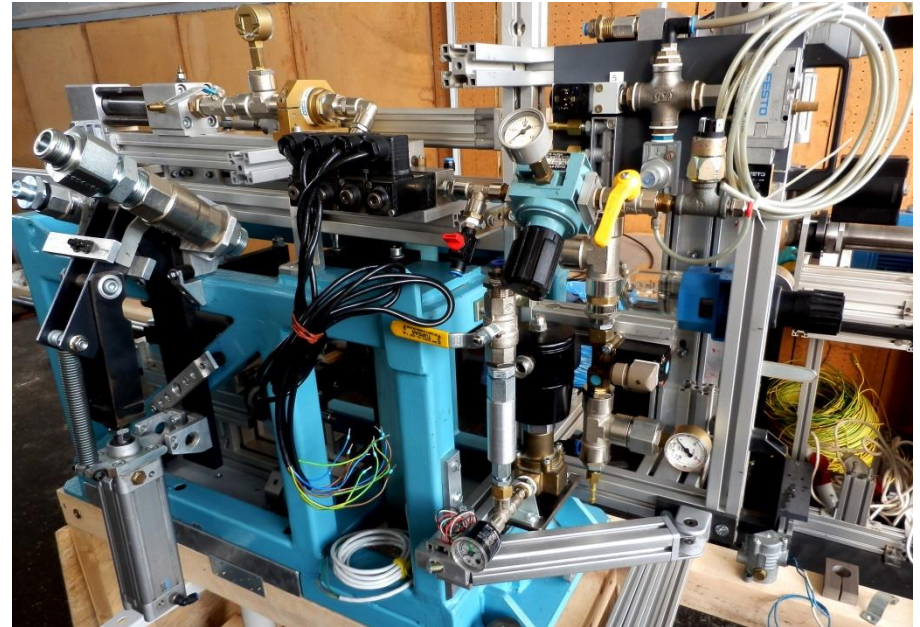


Testy HRM na bázi vosků jako paliva

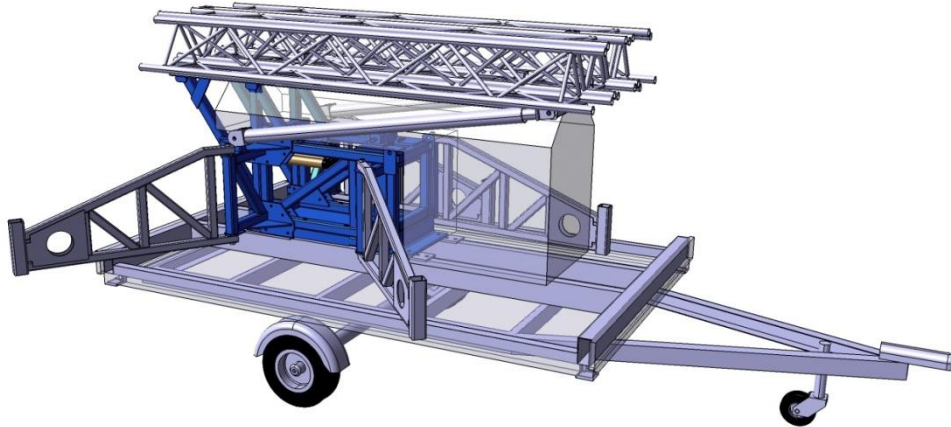
VÚPCH Pardubice - Semtín



Nový raketový stend – tah do 25kN



Chystané aktivity



Ardea 2



- Nová komplexní forma pro výrobu raketového motoru
- Mobilní raketový stend a vypouštěcí rampa
- Testy raketových motorů ve skutečné velikosti
- Letové zkoušky rakety Ardea 2





Vypuštění

Kde to budeme vypouštět ?



- Kiruna, Švédsko
- Andoya, Nórsko
- El Arenosillo, Španělsko
- Polsko
- Sardinie
- USA – max. impuls 890kNs/max. dostup 150km

Pro základnu v Kiruně se rakety dělí do dvou kategorií:

- **Kategorie A** – rakety nejsou vybaveny řídicím systémem, je doložena spolehlivost a je prokázáno, že rozptyl dopadu raket zodpovídá bezpečnostním kritériám základny
- **Kategorie B** – raketa může být řízena, ale musí být vybavena dálkově ovládaným destrukčním systémem

Další možnost je vypouštění z moře, nebo oceánů

Děkuji za Vaši pozornost !

www.unob.cz



DNBconsult s.r.o.
bringing solutions to you



www.youtube.com/watch?v=hp1V3BsBQHU