



Středoškolská technika 2025

Setkání a prezentace prací středoškolských studentů na ČVUT

Raketa pro soutěž CZECH ROCKET CHALLENGE 2025

**Patrik Lučan, Jiří Pospíšil,
Filip Klöpsch, Jan Mikael Garcia**

Střední škola letecké a výpočetní techniky Odolena Voda

Program REA

„Reaching Extreme Altitudes“

Vypracovala AltraX



Anotace

Tento dokument popisuje rozsáhlý program středoškolských žáků zabývající se experimentální raketovou technikou. V práci pojednávám o jednotlivých sub projektech celého programu jak teoreticky, tak i z praktických zkoušek. Dokument se zabývá jednotlivým disciplínám, jako je popis samotné konstrukce raketového pohonu a vývoj, který jsme v něm pokořili. Také popisujeme jak raketové lety, které jsme už realizovali, tak i naše vyhlídky do budoucnosti, kde je každý komponent specificky popsán.

V Odoleně Vodě dne 26.03.2025

.....

Patrik Lučan

PODĚKOVÁNÍ

Rádi bychom poděkovali paní učitelce, Bc. Štěpánce Gregorové, za možnost účasti a za podporu, kterou nám poskytuje k projektu.

Obsah

1. Úvod.....	5
2. Aktuální stav programu.....	6
3. Projekt RocketMan.....	7
4. Vývoj rakety.....	8
5. Raketové motory na tuhé pohonné hmoty.....	10
6. Projekt SOLLIDERS – vývoj raketového motoru H-534P.....	15
7. Raketa RocketMan ONE ug (RM-1u).....	48
8. Raketa RocketMan-2.....	55
9. Raketa RocketMan-2fp.....	65
10. Raketa RocketMan-3“.....	78
11. Raketa RM-3u.....	86
12. Raketa RocketMan-4.....	103
13. Projekt Everest.....	111
14. Everest EV7.....	115
15. Vývoj raketového motoru na tuhé pohonné hmoty – H-540P.....	124
16. Everest Heavy.....	127
17. Projekt ArapeX.....	132
18. Zdroje.....	154

1. Úvod

Experimentální raketová technika je velice přínosná a zajímavá disciplína, která je nádherná v jejím spojení jednoduchosti modelářské práce a fyziky, konstruování, matematiky, chemie či různých znalostech o materiálech nebo elektronice, zkrátka můžeme do jisté míry mluvit o inženýrství formou zábavy. Právě tento zájem v nás inicioval zahájení několika projektů na naší škole pod naším týmem „AltraX“. Dva z nich, které se mezi sebou pojí budeme představovat v tomto dokumentu.

Program „Reaching Extreme Altitudes“ – (*Dosažení extrémních výšek*) je název rozsáhlého plánu skládající se z jednotlivých sub projektů různých raket. Tyto raketové nosiče mají mezi sebou jisté konstrukční souvislosti, kde se snažíme vycházet z praktických zkušeností, které jsme během 2 let této aktivity nashromáždili, a zároveň experimentovat s novými nápady, které jsou v případě přínosu integrovány do systémů či plánů v budoucnosti. Program REA vznikl 08.06.2024 jako reakce na náš první, úspěšný projekt „RocketMan“ pro vývoj 100% vlastní rakety a separátní projekt, který se s ním významně pojil, projekt „SOLIDERS“ za účelem vyvinout 100% vlastní raketový motor, později i s vlastními pohonnými hmotami. Práce tak obsahuje informace o obou těchto projektech – REA a RocketMan.

2. Aktuální stav programu

Projekt RocketMan se momentálně věnuje raketám:

- **RocketMan-3** (V provozu)
- **RocketMan-4** (V provozu)

Projekt REA se momentálně věnuje raketám:

- **Everest EV7** (Ukončena)
- **Everest Heavy** (Ve vývoji)
- **ArapeX** (Ve vývoji)

Rakety **RocketMan** slouží současně k experimentálním letům raket. Tento model raket nás v podstatě naučil, jak celá disciplína experimentální raketové techniky funguje a jak se s ní pracuje.

Rakety **Everest** jsou nadstavbou raket „RM“, kde Everest Heavy se má stát podstatně výkonnější a dostupně atraktivnější raketou, včetně zajímavých konstrukčních a materiálových prvků.

ArapeX je (zatím) vlajková loď našich raket. Tato raketa je zakomponovaná do soutěže „Czech Rocket Challenge“ a je konstruovaná jako škálovatelný model, který budeme do budoucna využívat i pro účely AltraX, jakožto nejvýkonnější nosič.

Program obsahuje jakousi odnož, která se zabývá pohonnými jednotkami a kterou jsem pojmenoval „REActs“. Zabývá se kompletním vývojem pohonného raketového systému.

3. Projekt RocketMan

Program RocketMan vznikl 13.09.2023, kde jsme se jako studenti prvního ročníku rozhodli vyvinout vlastní raketu, s vlastním pohonem a vlastním systémem návratu rakety. Původně jsme projekt koncipovali jako raketu disponující v její horní kónické části aerodynamickými lopatkami, které díky sání vzduchu měly měnit jeho vektor, ten by tak vytvářel točivý moment, který by generoval gyroskopický efekt. Stabilita rakety by tak byla ve vztahu s její rychlostí, která je relativní vůči vzduchu.

Následně jsme se však rozhodli vyvinout “klasickou” konvenční raketu. Vzhledem ke zkušenostem, které jsme měli z počátku, nebyli konstrukční a celkové schopnosti vývoje a výroby zrovna nejsnazší. Lze říct, že nám tento projekt „*RocketMan*“ předal neskutečné množství informací, zkušeností a dat, které dnes využijeme a využíváme na ostatních raketách a nejen na nich. Tyto projekty jsou jakousi formou „hobby-inženýrství“, jelikož znalost fyziky, mechaniky, matematiky, chemie, materiálové vědy, návrhové a konstrukční programy či různých technickým a strojním mechanismům je třeba aspoň v základu rozumět. Záleží pouze na tom, jak sofistikovanou cestu si zvolíte.

My jsme si zvolili následující finální aspekty:

- Zkonstruovat vlastní design rakety
- Zkonstruovat design vlastního raketového pohonu
- Testovat raketový motor
- Vytvořit vlastní návratový systém
- Používat minimálně kupované materiály
- Letové testy a evidence

Tímto plánem tak začal vývoj naší rakety – „*RocketMan ONE*“ s raketovým motorem H-530

„*High*“ – První cifra značení nového typu motoru. Druhá cifra značení počtu větších úprav.

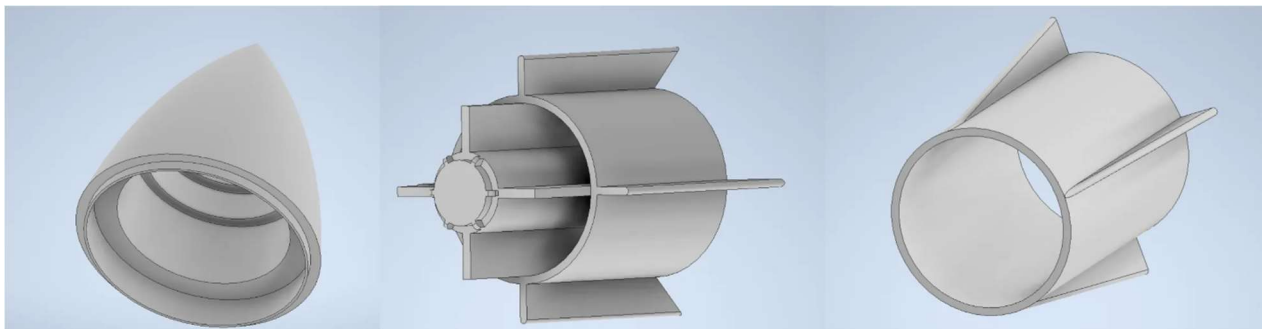
Třetí cifra značení počtu malých úprav.

Úkol bylo tak vyvinout raketový motor, který bude poskytovat dostatečný tah pro dosažení výšky nad 100m apogea.

Finální design rakety RocketMan ONE / RM-1

4. Vývoj rakety

Raketa se skládala ze 4 segmentů a u první variace se neuvažovalo o znovupoužitelném letu.



Zdroj: Vlastní fotografie

K dnešnímu dni napříč změnám vývoje se nepodařilo najít výkresy a jiná specifická data o raketě.

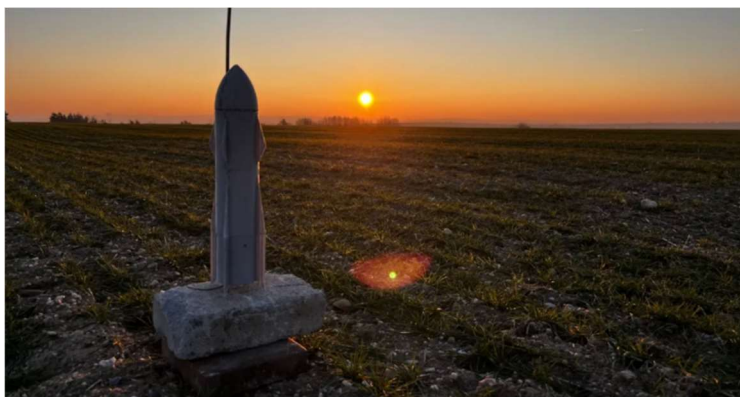


Celá raketa byla vytvořena z PLA filamentu 20% hustoty tisku. Tloušťka stěny 5 mm byla dostatečná pro pevnost konstrukce. Segmenty byly slepeny lepeným spojem – kyanoakrylátovým lepidlem. Za tepla, pomocí horkovzdušné pistole se filament spojoval s lepidlem dohromady pro maximální možnou pevnost.

Model sestavy v Autodesk Inventor

Zdroj: Vlastní fotografie

První vyrobený kus 31.12.2023



Zdroj: Vlastní fotografie

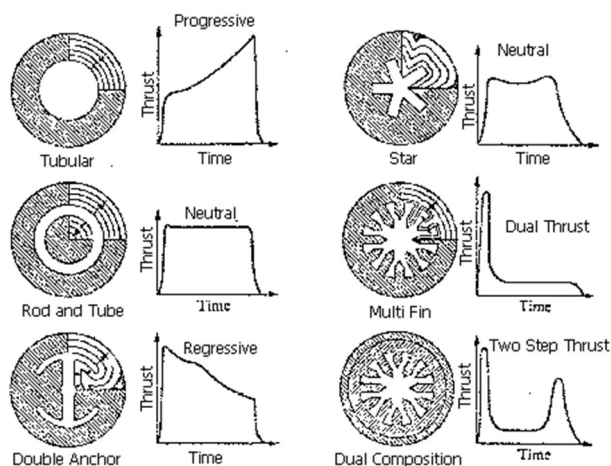
Volba 3D tisku jako primárního stavebního materiálu je dle nás “nejlepší“ hned z několika důvodů. 3D tisk je flexibilní, veškeré konstrukční změny lze snadno opravit a jednoduše vytisknout znovu. Materiál samotný je vůči tomu, kolik hmoty můžeme tisknout za jeho cenu, také velmi přijatelný. Můžeme si dovolit vyrobit velmi přesné složité tvary, které by se vyráběli bez 3D dlouho a zbytečně komplikovaně, celý proces výroby se tak rapidně urychlí. Ohledně pevnosti a hmotnosti je 3D z našich zkušeností stále velmi dobrým materiálem k “raketovému“ použití. Samozřejmě závisí na tvaru vnitřní konstrukce tisku, jeho hustotě a specifickému materiálu. Ty se fyzikální hustotou příliš neliší. My volíme PLA, který je velice dobře obrobitelný, tisk je rychlý, ekonomický a čistý.

5. Raketové motory na tuhé pohonné hmoty

Během zkoušek primitivních raketových motorů na tuhé pohonné látky jsem se dostal k typu H-530, který používal jako pohonnou hmotu KNSU – Dle poměru Richarda Nakky ($65 \text{ KNO}_3 : 35 \text{ C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$). Motor obsahoval celkem 47 g pohonné látky a používal tzv. tepelnou úpravu směsi. To byla významná změna v přípravě pohonných sacharidových hmot, jelikož jsem se dříve zabýval stejným principem motoru jako takového, akorát se stavem hmoty nalisovaných mletých krystalu dusičnanu draselného a sacharózy.

Tyto motory negenerovali účinný pozitivní tah, což znamená že zkrátka tah v (kg) nepřesáhl hmotnost samotného motoru. Pro efektivní let rakety je třeba, aby tah motoru přesáhl hmotnost celé rakety včetně naplněného motoru aspoň 6-7krát.

Pro optimální práci raketových motorů na tuhé pohonné hmoty je celá řada faktorů. Na příklad mísitelnost složek. Obě látky jsou krystalické a je možné je namlít na jemné malé krystalky, které konzistencí připomínají mouku, to je ideální pro maximální mísitelnost. Stačí tak tyto složky ve správném poměru smíchat mezi sebou po dobu ~ 3 minut v uzavřené nádobě. Následně se nahněte do spalovací komory (válce) motoru, slož – tzv. „zrno“ (grain). Do kterého se následně vyvrtá díra s optimálním průměrem a délkou. Pro sofistikovanější účely se volí i geometrie půdorysu této spalovací díry, kde se následně mění spalovací charakteristiky, viz. obrázek:



Zdroj: https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html

Tento proces přípravy je pro sacharidové TPH (tuhé pohonné hmoty) poměrně neefektivní vzhledem nedostatečného smíchání směsi a špatné manipulaci se zrnem. Tyto problémy však lze efektivně eliminovat pomocí tepelné úpravy směsi. Pokud je předem smíchaná směs zahřata na teploty 120 až 200 °C a je konzistentně míchána, značně se dusičnan

draselný rozpouštět a sacharóza karamelizovat. Cílem je se dostat do bodu, kde se ze sacharózy tvoří takzvaný kandys. Následující poměrně viskózní hmota je vlita do spalovací komory přímo, nebo do zásobníku s TPH. Hmota se nechá tuhnout při pokojové teplotě na 1 až 2 hodiny a vzniká velice tvrdé, dobře obrobitelné stabilní zrno. Ve viskózním stavu jej lze využít jako odlitek z formy, která je předem nalubrikovaná, aby směs nepřilnula k formě.

V těchto jednoduchých konstrukcích jde však “pouze“ o to, jak kvalitně je připravená pohonná hmota a jaké jsou její termodynamické parametry. KNSU je evidovaná a velice dobře prozkoumaná hmota, takže veškeré potřebné parametry a koeficienty jsou zcela přístupné, což je konstrukčně minimálně příjemné. Hmota je taktéž velice ekonomická a na experimentální / začátečnické účely účinností dostačující. KNSU dodává průměrně ISP ~ 110 s, což není zrovna špatný výkon. Při tepelné úpravě může specifický impuls vystoupat až na 120 s.

Specifický impuls

ISP neboli Specifický impuls je poměr mezi tím kolik pracovní jednotka vyvinula Newtonů na jeden kilogram pracovní hmoty za 1 sekundu práce. Jde o veličinu, které udává účinnost reaktivních pohonů, především těch raketových. V experimentální raketové technice hraje nezbytnou roli pro určení účinnosti vašeho raketového motoru. Tímto parametrem tak lze i určit tah motoru v [N].

$$F = g \times Isp \times \dot{m}$$

Specifický impuls ISP po úpravě:

$$Isp = \frac{F}{g \times \dot{m}}$$

Tento parametr lze zjistit pomocí softwaru pro navrhování jednoduchých raketových motorů na TPH. – OpenMotor.

Také lze jednoduše určit pomocí webové stránky – Omnicalculato.

Zdroj: <https://www.omnicalculator.com/physics/specific-impulse>

Testování raketového motoru H-530P

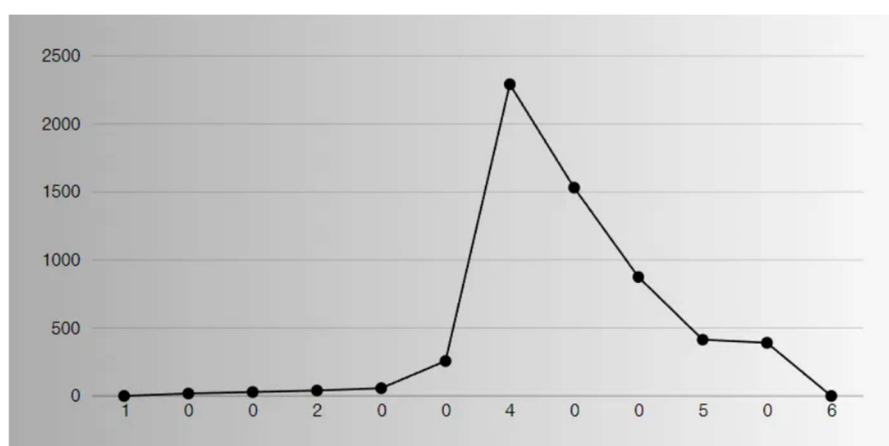


Zdroj: Vlastní fotografie

Parametry motoru

Maximální tah ($F_{\max}$)	Doba hoření (t_b)	Hmotnost TPH (m)	Specifický impuls (ISP)	Hmotnostní průtok ($\dot{m}$)	Výtoková rychlost (v_e)
22.5 N	6 s	47 g	79 s	0,048 kg/s	784 m/s

Graf Tahu v [N] na ose Y oproti času v [s] na ose X

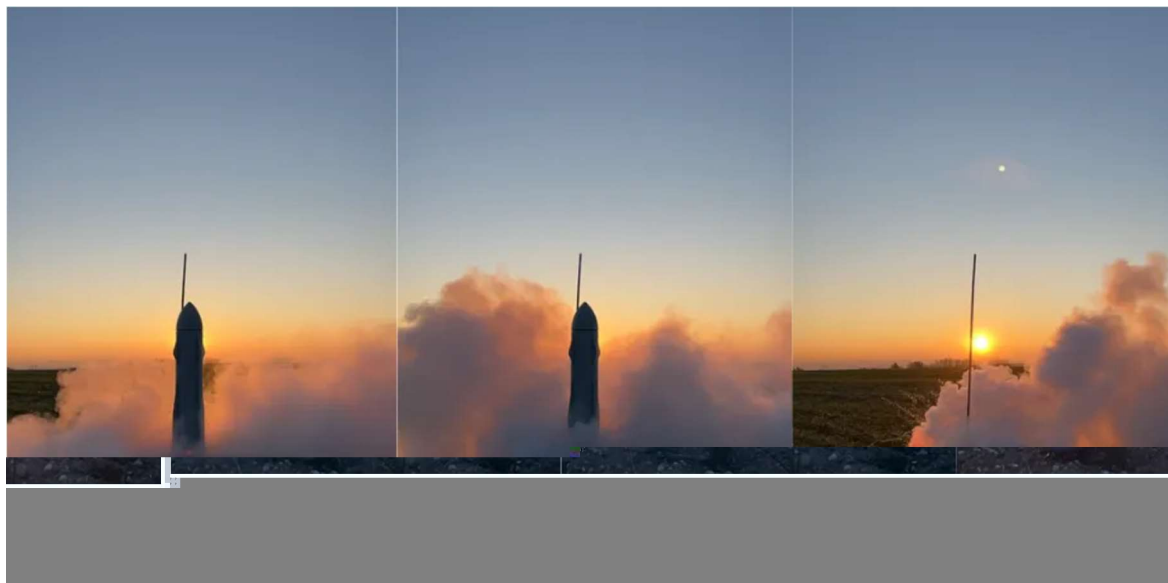


Zdroj: Vlastní fotografie

Raketový motor pracoval velmi dobře a tah 22,5 N byl dostatečný pro účinný let rakety RM ONE.

Přepočet na tah v gramech $F = \frac{22,5N}{g} \times 1000 \approx 2293 \text{ g}$.

První pokus o start / 10.01.2024



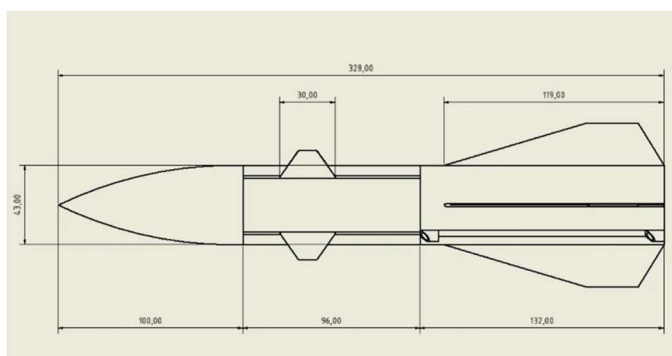
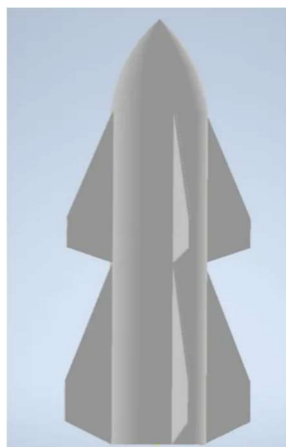
Zdroj: Vlastní fotografie

Pokus o start se nezdařil, raketa přepadla z odpaliště a špatně pracující motor spálil zad' rakety. Na další start tak nebyla použitelná.

Důvodem bylo dlouhodobé skladování naplněného raketového motoru v neoptimálních podmínkách. Směs KNSU je poměrně dost hydrokopická, hlavně sacharóza. To způsobuje, že v se začne grain plnit vodou, která pochopitelně snižuje celkovou účinnost hoření. Proto se při jiných pohonných hmotách zaměřují návrháři i na tento faktor a přidávají hydrofobní aditiva, aby potlačili absorpci vody ze vzduchu.

Dalším faktorem je teplota, která by měla být ideálně nízká. Vypozoroval jsem, že skladování pohonných hmot v lednici či mrazáku je dlouhodobě optimální a spalovací charakteristiky se téměř nemění. Důležité je tak uchovávat grain na bezpečném, chladném, a především suchém prostředí.

Raketa byla celkově poměrně technicky nedokonalá, a tak jsme se rozhodli celý projekt přepracovat. Dostali jsme se tím k raketám **RocketMan ONE ug – „Up Grade“**.



Technická dokumentace RM ONE ug v Autodesk DWG

Zdroj: Vlastní fotografie

Raketa měla být především lehčí, menší a měla maximalizovat její kompatibilitu pro padák. Pomocí nového motoru měla být ale mnoho násobně výkonnější.

Zásadní změny se týkali ohledně:

- Nového raketového motoru H-534P
- Aerodynamiky rakety
- Zmenšení rozměrů

6. Projekt SOLLIDERS

Vývoj pokročilého nového raketového motoru – H-534P

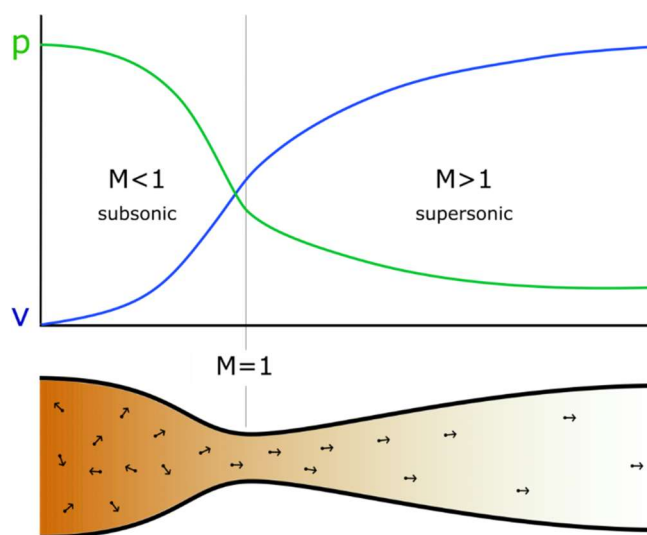
Bylo jasné, že se s vývojem raket bude táhnout i vývoj motorů. Jejich konstrukce, pohonné hmoty, materiály a další. S novými nápady na rakety se pojilo několik nápadů na nový raketový motor. Ten měl vycházet především ze “zásobníku” H-530P. Díky těmto faktům jsem založil 25.11.2023 projekt „SOLLIDERS“ – „pevní“ odkazující na pevné pohonné hmoty. Tento projekt se zabýval vývojem různých raketových motorů a jejich pohonných hmot na TPH. V dokumentu budu zmiňovat pouze ty, které se týkaly projektu RocketMan.

Motor H-534P

Tento motor měl generovat tah okolo 80 Newtonů, to bylo zhruba 3,5 krát tolik co H-530P. Důležitou modifikací bylo to, že motor disponoval tryskou pro urychlení výtokových plynů na nadzvukovou rychlost, a to několika násobně.

V teorii konstruování reaktivních motorů, v našem případě raketových, je tryska nezbytným prvkem pohonu. Pomáhá urychlit výfukové plyny nad Mach 1, konkrétně v dýze trysky.

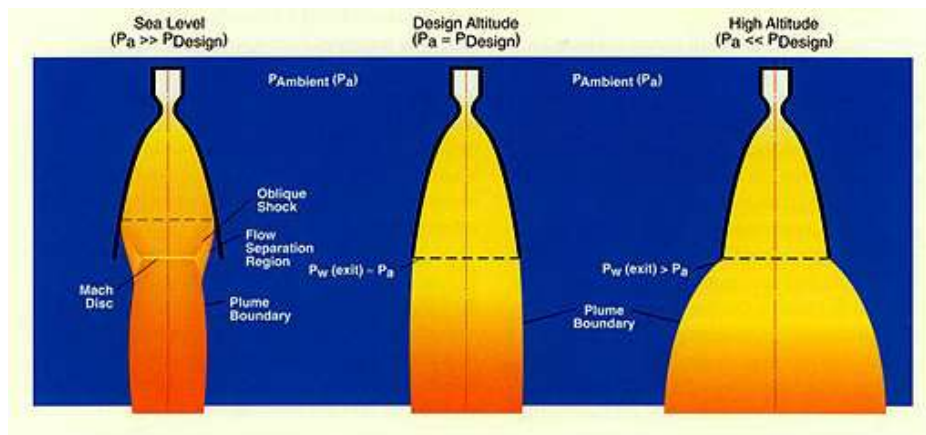
Ilustrace rychlosti výtokových plynů v souvislosti změnám v geometrii trysky.



Zdroj: <https://learn.andoyaspace.no/ebook/student-rocket-pre-study/rocket-engines/nozzle/>

Tento koncept trysky se nazývá „de Lavalova dýza“. Tento typ trysky se snaží pomocí změny plochy zvýšit rychlost výtokových plynů nad Mach 1, to je úkol hrdla trysky. Výstupní

plocha by ideálně měla být taková, aby tlak výfukových plynů byl “ekvivalentní” s tlakem vnější atmosféry. Problematika tlaku plynů opouštějících trysku se dělí na 3 druhy. Pře expandovaná tryska, pod expandovaná tryska a optimální tryska.



Zdroj: <https://rocketschnozzles.weebly.com/the-bell-nozzle.html>

Tato relace mezi tlakem a rychlostí vychází z Bernoulliho rovnice a rovnice kontinuity.

Bernoulliho rovnice popisuje pokles tlaku v konvergujícím prostoru a opačně.

$$P_1 \times \frac{1}{2} \times \rho \times v_1^2 + \rho g h_1 = konst. = P_2 \times \frac{1}{2} \times \rho \times v_2^2 + \rho g h_2$$

Rovnice kontinuity popisuje zvýšení rychlosti v konvergujícím prostoru a naopak.

$$A_1 \times v_1 = A_2 \times v_2$$

Dalšími důležitými aspekty při návrhu trysky raketového motoru jsou – výtoková rychlost plynů (v_e), hmotnostní průtok ($\dot{m}$), Machovo číslo plynů výtokové plochy (Me), adiabatický koeficient pohonné hmoty (γ), Teplotu ve spalovací komoře (T) a Molární hmotnost pohonné hmoty (M).

Vztah pro výtokovou rychlost plynů opouštějící trysku:

$$v_e = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma - 1} \times \frac{2RT}{M} \times \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_c} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right]}$$

Kde:

γ ... Adiabatický koeficient – určuje se dle tabulek

R ... Relativní plynová konstanta = 8,314J/mol·K

P₀... Atmosférický tlak

P_c... Tlak uvnitř spalovací komory

T... Teplota ve spalovací komoře

M... Molární hmotnost pohonné směsi

Vztah pro výpočet hmotnostního průtoku:

$$\dot{m} = \frac{\gamma P_e}{\sqrt{(\gamma - 1) \times H}} \times M_e \times \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \times M_e^2\right)^{\frac{1}{2}} \times A_e$$

Kde:

H... Je entalpie – tepelný obsah

M_e... Je Machovo číslo na výtokové ploše trysky

A_e... Je výstupní plocha trysky

Vztahy pro výpočet geometrických prvků de Lavalovi trysky:

- Plocha hrdla trysky

$$A_t = \frac{v_e}{P_c} \times \sqrt{\frac{RT}{\gamma g}}$$

- Plocha výtokové oblasti trysky

$$A_e = \frac{A_t}{M_e} \times \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2}{\frac{(\gamma + 1)}{2}} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

- Průměr hrdla trysky

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}}$$

- Průměr Výstupní plochy trysky

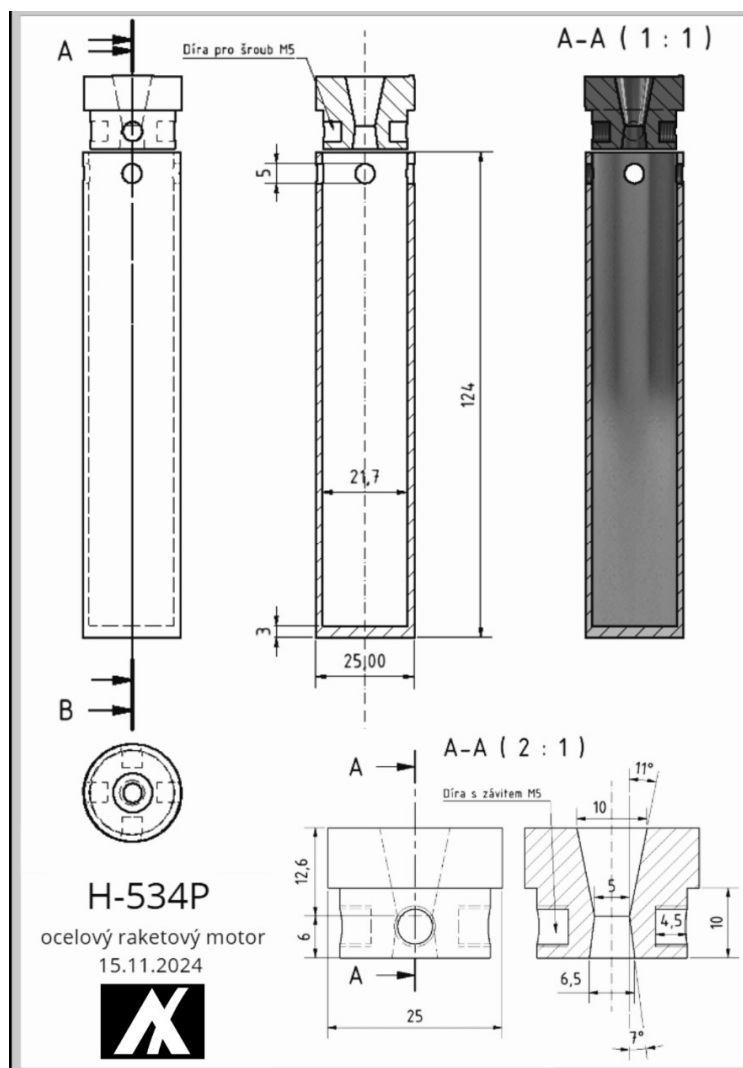
$$D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}}$$

Machovo číslo na výtokové ploše

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \times \left[\left(\frac{P_0}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

Tyto základní veličiny slouží k lepšímu porozumění motoru a samozřejmě k jeho reálnému (snad) správnému fungování.

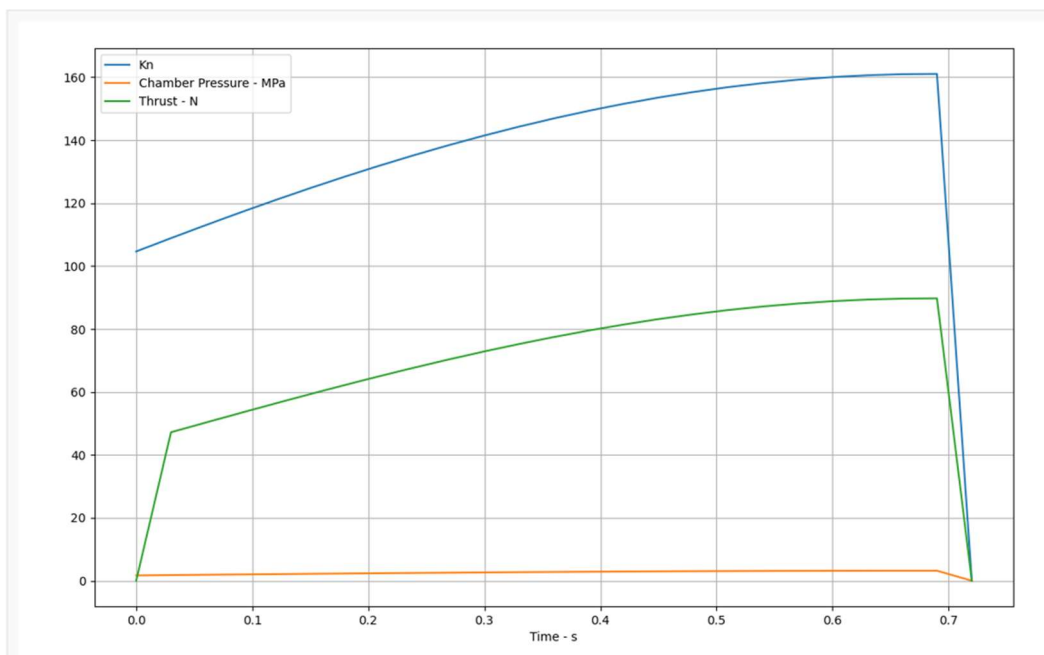
Výkres konstrukce raketového motoru H-534P.



Zdroj: Výkres z programu Autodesk DWG

Motor je vyroben kompletně z oceli. Je koncipován jako jednoduchý, efektivně vyrobitelný raketový motor s vysokým tlakem ve spalovací komoře. Z teoretické části a simulační mělo jít o velice účinný motor.

Simulace z programu pro navrhování amatérských raketových motorů na TPH - OpenMotor



Zdroj: Screenshot z programu OpenMotor

Nejdříve jsem vypracoval 6 různých geometrií trysek, postupně jsem uvažoval jejich výhody a nevýhody až jsem došel k finálnímu závěru a nechal vyrobit první testovací kus.



První demonstrátor měl sloužit pouze pro vývojové účely. Spoje mezi tryskou a spalovací komorou byli spojeni hřebíky. Konstrukčně při provozu je měli nahradit šrouby M5, 4 okolo osy motoru. Zád' motoru je uzavřena svarem,

jako jednoduchým a zároveň zdaleka nejúčinnějším spojem.

Ocel má několik výhod, na příklad ekonomickou. Tento motor byl konstruován tak, aby šel kusově rychle a jednoduše vyrábět. Při výrobě je za potřebí svářečka, soustruh, stojanová vrtačka a závitníky. Klasická ocel je jak levná, tak i velmi dobře obrobitelná a dostupná. Její durabilita a flexibilita obrobitelnosti je v podstatě nejlepší s porovnáním jiných kovů, jako na příklad hliník. Ten se velice často používá právě kvůli jeho nízké hmotnosti, ceně a jednoduchosti obrobitelnosti. U oceli je značná výhoda toho, jaké napětí je schopná odolat. Tlak ve spalovací komoře H-534P dosahuje provozně zhruba 2 až 2,5 MPa s tloušťkou stěny

2 mm. U hliníku by byla stěna asi dvakrát tak tlustší, což dělá z hliníku méně kompatibilní materiál. Ocel je navíc schopna odolat mnohem vyšším teplotám, má poměrně dobrou žárupevnost a vynikající žáruvzdornost, závisí však na TPH. U spalování KNSU nemá ocel tendenci se žíhat a zachovává si své fyzikální a mechanické vlastnosti.

Testování a analýza dat



Zdroj: Vlastní fotografie

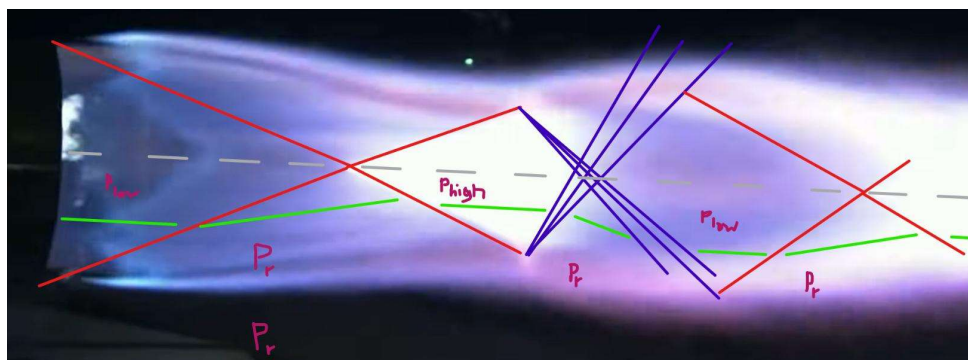
Motor je upevněn v testovacím bloku. Pod motorem je umístěná váha pro měření tahu v gramech, jejíž display bude sledovat kamera. Pro tento test jsem vynahradil celkem dvě kamery. Vzdálenou a jednu z blízka pro zachycení chování výtokových plynů.

Zážeh pomocí zápalné šňůry raketového modru s 47 gramy TPH.



Zdroj: Vlastní fotografie

Motor po 3,7s od zápalu detonoval. Tlak ve spalovací komoře překonal maximální napětí spoje mezi tryskou a spalovací komorou. Tlak doslova vystřelil trysku, kterou se mi dodnes nepovedlo najít. Na testu bylo fascinující to, že motor těsně před detonací vygeneroval tzv. „Machové diamanty“ / „Schock diamonds“, což je jev tekutinové dynamiky a termodynamiky který je zapříčiněn v rozdílnosti tlaku mezi okolní atmosférou a tlakem výtokových plynů jejichž rychlost je stále nadzvuková.



Zdroj: <https://physics.stackexchange.com/questions/505495/structure-of-mach-diamonds-in-supersonic-and-hypersonic-flows-spacex-raptor-eng>

Tlak výtokových plynů z trysky lze zjistit pomocí vztahu:

$$P_t = P_c \times \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = P_0$$

Kde:

P_t ... Je tlak výfukových plynů v [Pa] Ten by měl být ekvivalentní s okolním tlakem P_0

Vzdálenost prvního Machova diamantu od výtokové plochy trysky:

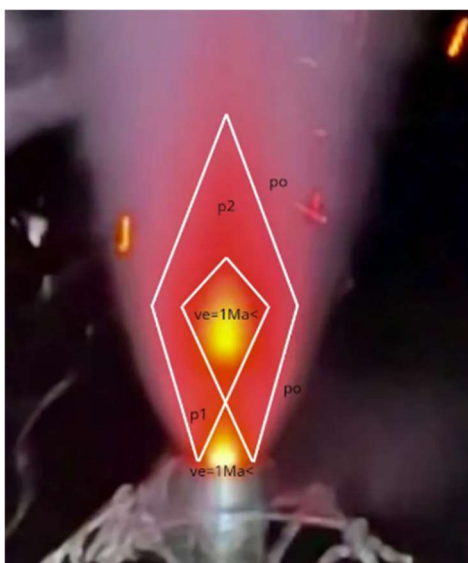
$$l \approx 0,67 \times D_t \sqrt{\frac{P_e}{P_0}}$$

Kde:

D_t ... Je průměr hrdla trysky

P_e ... Je tlak výtokových plynů

Tento fenomén v podstatě vizuálně určuje, že “ve” raketového motoru je vyšší než Mach 1.



Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

Průběh práce motoru a následující detonace. Letící zapálený kus je hořící zrno, které bylo vymeteno ze spalovací komory.



Zdroj: Vlastní fotografie

Síla, která působila na spoje byla tak enormní, že se hřebíky v podstatě “přetrhly“ přes ocel. Tlak ve spalovací komoře překročil při detonaci dle teoretických modelů asi 4 Mpa. Váha a testovací blok byl kompletně zničen.

Tento test ukázal, že je potřeba vytvořit silnější spoje. Chyba byla pouze ve spojích, jelikož pokud by došlo k detonaci spalovací komory, roztrhl by se zásobník na dvě poloviny. Spoj mezi tryskou a spalovací komorou je však místem, které je nejvíce náchylné na napětí konstrukce.

Motor jsem s pevnějším, konstrukčně plánovaným spojem otestoval na jedné vlastní raketě, kterou jsem měl k dispozici.

Úspěšný start rakety “*Strike5*“. První raketový let H-534P.



Zdroj: Vlastní fotografie

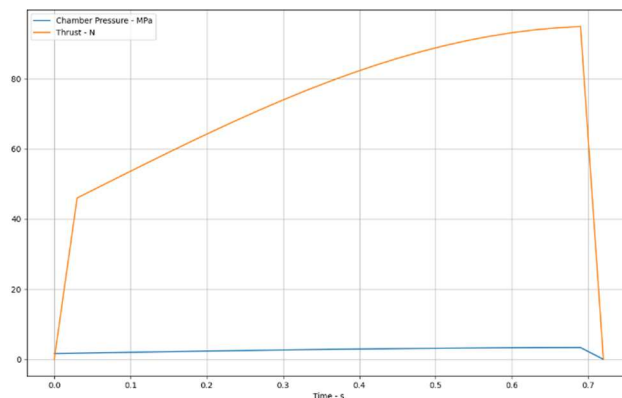
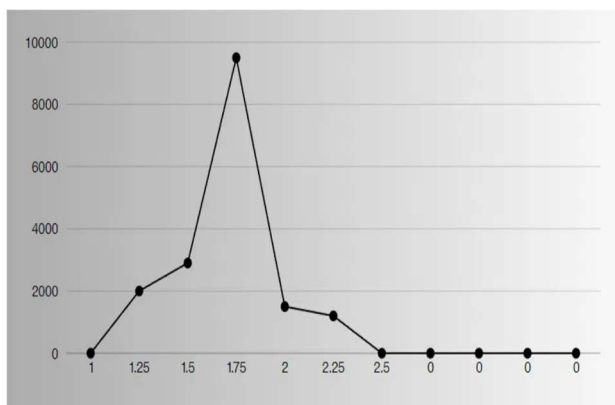
Parametry motoru

Raketový motor H-534P proběhl dlouhým vývojem, kde jsem se snažil z motoru doslovně získat maximum. Následující fotografie a veškerá dokumentace se týká vývoje, který proběhl právě od 25.11.2023 do 24.02.2025. H-534P sloužil jako primární pohonná jednotka raket RocketMan a zároveň jako experimentální pohon, ve kterém jsem testoval různé pohonné složky, které jsem sám vypracoval či jejich formuli získal z dostupných zdrojů, především od Richarda Nakky.

Parametry (TPH – KNSU)

Maximální tah (F_{max})	Doba hoření (t_b)	Hmotnost TPH (m)	Specifický impuls (ISP)	Hmotnostní průtok ($\dot{m}$)	Výtoková rychlost (v_e)
93,195 N	2,5 s	47 g	132,2 s	0,067 kg/s	1294,5 m/s
Maximální tlak (P_{max})	Pracovní tlak ($\tilde{P}$)	Doba účinného spalování (t)	Celkový impuls (I_s)	Iniciální Kn (Kn)	Maximální Kn (Kn)
3,35 Mpa	2,58 Mpa	0,72 s	52,22 N·s	100,39	159,26

Graf tahu motoru v gramech vůči času v sekundách. Porovnání reálného grafu z testu vpravo a grafu ze simulací vlevo.

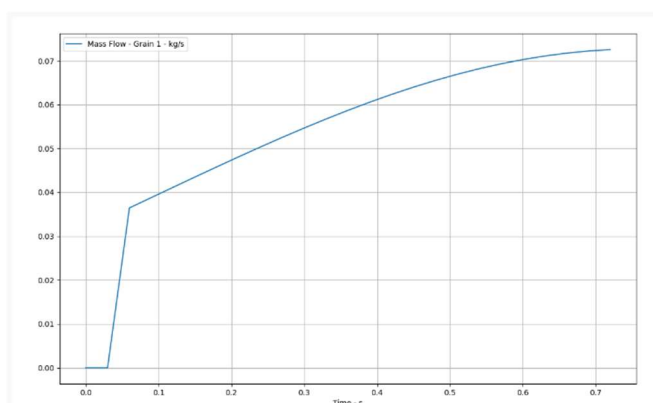
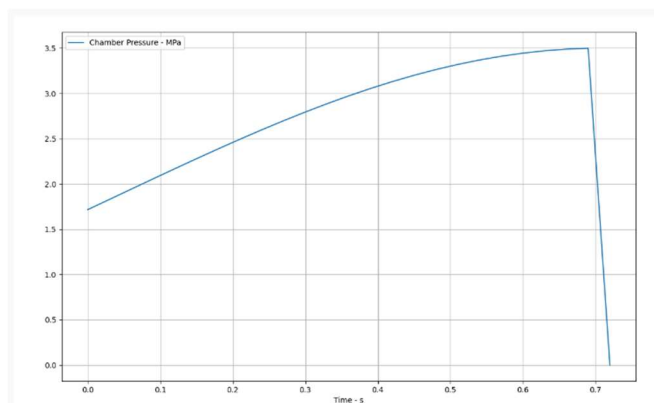


Zdroj: Vlastní vypracovaný graf ze statických zkoušek

Zdroj: Graf v OpenMotor

Program OpenMotor je poměrně dost přesným programem, se kterým mám velmi kladné zkušenosti u designování raketových motorů. Snažím se kombinovat prvky z vlastních “papírových” kalkulací a následně tyto hodnoty převést do programu kde se provedou poměrně přesné simulace. Program je skvělý v tom, že koreluje s programem OpenRocket, v kterém lze taktéž velice dobře navrhovat rakety. Tím jste tak schopni dobře zjistit, jak se bude chovat váš motor za letu. OpenMotor nabízí taktéž možnost návrhu vaší pohonné hmoty a typ jejího zrna, což je taktéž velice uplatnitelné.

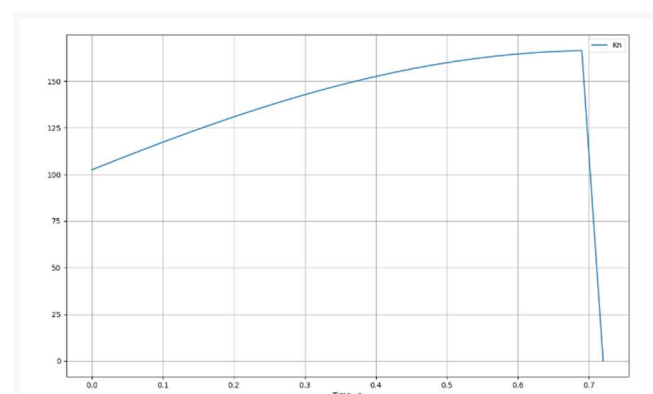
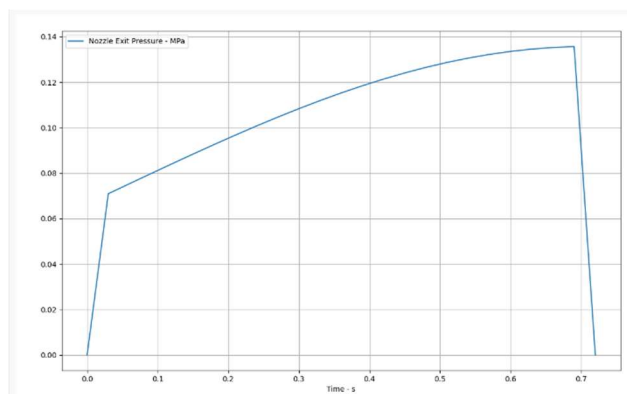
Důležité grafy motoru H-534P z programu OpenMotor



Kn (*klemmung*) při práci motoru oproti času v [s]

Hmotnostní průtok v [kg/s] při práci motoru oproti času v [s]

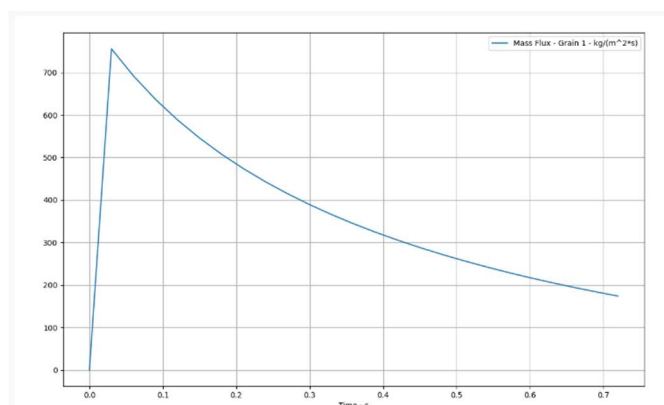
Zdroj: Graf v OpenMotor



Průběh tlaku ve výtokové části v [MPa] při práci motoru oproti času v [s]

Kn (*klemmung*) při práci motoru oproti času v [s]

Zdroj: Graf v OpenMotor



Hmotnostní tok v $[\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})]$ při práci motoru oproti času v $[\text{s}]$

“Kn“ – je bezrozměrná hodnota udávající spalovací plochu zrna v poměru ploše hrdla trysky. Udává, jak moc dobře se zrno zapálí. Optimální hodnoty pro jednoduchost zápalu jsou od 150 až po 250.

Jednoduchý vztah:

$$Kn = \frac{A_b}{A_t}$$

Kde

A_b ... Je spalovací plocha zrna

A_t ... Je plocha hrdla trysky

Tuhé paliva a tuhá oksylichovadla – vývoj vlastních TPH

Další testování a vývoj se pojil s vývojem nových pohonných hmot. “Věda“ ohledně tuhých pohonných hmot raketových motorů je velice rozsáhlá. V experimentální raketové technice je časté použití u konvenčních kupovaných raketových motorů střelného prachu “*Black powder*“. Ten má poměrně dobré spalovací schopnosti, ale u vyráběných vlastních raketových motorů se příliš nepoužívá, je totiž poměrně nebezpečný, snadno se vznítí a při špatné manipulaci a nedostatečné znalosti může i explodovat. Jeho příprava je sice ekonomická a poměrně i dost jednoduchá, avšak potřeba dlouhého, téměř dokonalého promíchání složek je nezbytná, a to je velmi zdoluhavý proces. Samotný černý prach má poměrně dobré ISP, nicméně existuje ještě ekonomičtější, bezpečnější a účinnější náhrada. Již zmíněná TPH (65 KNO_3 : $35 \text{ C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$) je

ideální pro jak začátečníky, tak i bezpečným dobře škálovatelným začátkem. Tyto tzv. „sacharidové“ pohonné hmoty na bázi dusičnanů jsou celkově homogenní bezpečné a poměrně účinné pohonné směsi. Existuje nespočet sacharidových TPH. Osobně jsem testoval následující:

65 KNO_3 : 35 $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$ – Redukční činidlo (Sacharóza)

65 KNO_3 : 35 $\text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$ – Redukční činidlo (Sorbitol)

65 KNO_3 : 35 $\text{C}_4\text{H}_{10}\text{O}_4$ – Redukční činidlo (Erythritol)

Celkově jsou tak sacharidová paliva vhodná pro využití i vzhledem k jejich škálovatelnosti a flexibilitě. Povedlo se mi taktéž při jistých úpravách poměrů a příměsí (aditiv) vytvořit sacharidovou TPH konkurující výkonově chlorovým oxidantům.

Oxidanty

Nejčastějším tuhým okysličovadlem využívaným v experimentální raketové technice je definitivně dusičnan draselný (KNO_3). Jde o dusičnan s vysokou zásobou kyslíku a používá se běžně jako hnojivo pro půdu, pod obchodními názvy „ledek draselný“ či „sanytr“. Je volně dostupný a jeho „raketové“ využití je velmi účinné. Jeho ISP se sacharózu je okolo ~120 až 130s a míra oxidace na jednotku hmoty činí zhruba ~47%. Oproti dusičnanu amonnému (NH_4NO_3) či dusičnanu sodnému (NaNO_3) je o něco dostupnější, bezpečnější, stabilnější, a hlavně oxidačně účinnější. Dusičnan draselný má také dobré vlastnosti při tepelné úpravě, kde se rozdrcené krystaly dusičnanu přeměňují na viskózní hmotu, která po ztuhnutí tvoří silný homogenní kus. Je přilnavý a funguje i jako pojivo.

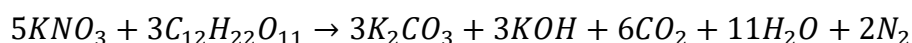
Jeho nevýhody jsou výhradně v jeho hygroskopicitě. Dusičnan draselný pojímá za určitý čas poměrně dost vody z vlhkého vzduchu, což z něho tvoří méně efektivní okysličovadlo a pojivo, které má tendenci se drolit. Další „nevýhoda“ je u pokročilejších úvahách i právě míra oxidace a ISP. V porovnání s chlorovými oxidanty jako jsou chlorečnan draselný, chloristan draselný nebo chloristan amonný je v podstatě bezkonkurenční (co se účinnosti týče). Jinak jsou tyto látky silně škodlivé životnímu prostředí, extrémně korozivní, toxické a citlivé.

KNO_3 tak pravděpodobně i v budoucnosti zůstane jako primární okysličovadlo mým raketovým motorům, s výjimkou na koncipovaný motor “H-550P“, který využívá jak KNO_3 tak i dusičnan strontnatý, kvůli jistým výhodám.

Molární hmotnost pohonné směsi

Největší úspěchy jsem zaznamenal u sacharózy. U sacharidových pohonných hmot záleží, kolik vodíku oproti uhlíku a kyslíku látka obsahuje, jelikož vodík slouží jako spalovací médium, které se při oxidaci oxidačním činidlem (v našem případě dusičnanem draselným) rozkládá na vodu a oxid uhličitý. Ostatní zbytkové produkty jsou méně podstatné. Při řešení volby vhodné pohonné hmoty je důležité brát v potaz, aby molekuly spálených produktů měly co možná nejnížší molární hmotnost, proto je zásoba vodíku u sacharózy narozdíl u střelného prachu více žádoucí.

Rovnice spalování sacharózy s dusičnanem draselným:



Důvod nízké molární hmotnosti lze vyvodit z následující rovnice:

Následující hodnoty jsou uplatnitelné pro TPH (*KNSU*).

$$\begin{aligned} v_{e1} &= \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma - 1} \times \frac{2RT}{M_1} \times \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_c} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right]} \rightarrow v_{e1} \\ &= \sqrt{\frac{1,26}{1,26 - 1} \times \frac{2 \times 8,314 \times 1\,720}{0,02418} \times \left[1 - \left(\frac{101\,325}{335\,000\,000} \right)^{\frac{(1,26-1)}{1,26}} \right]} \\ &= \sqrt{4,84615 \times 1\,182\,802,315 \times 0,812} = 2\,157,409 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Po změně molární hmotnosti:

$$\begin{aligned}
ve_2 &= \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \times \frac{2RT}{M_2} \times \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_c} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right]} \rightarrow ve_2 \\
&= \sqrt{\frac{1,26}{1,26-1} \times \frac{2 \times 8,314 \times 1\,720}{0,03415} \times \left[1 - \left(\frac{101\,325}{335\,000\,000} \right)^{\frac{(1,26-1)}{1,26}} \right]} \\
&\sqrt{4,84615 \times 837\,486,383 \times 0,812} = 1\,815,371 \text{ m/s}
\end{aligned}$$

$$ve_2 < ve_1$$

$$\gamma \dots \sim 1,26$$

$$M_1 \dots 0,02418 \text{ kg} \cdot \text{mol}^{-1}$$

$$M_2 \dots 0,03415 \text{ kg} \cdot \text{mol}^{-1}$$

$$T \dots 1\,720 \text{ K}$$

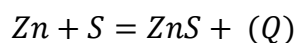
$$R \dots 8,314 \text{ J/mol} \cdot \text{K}$$

$$P_0 \dots 101\,325 \text{ Pa}$$

$$P_c \dots 335\,000\,000 \text{ Pa}$$

Tím je tak důležité brát v potaz nízkou molární hmotnost spalovacích produktů. Vodík je právě proto nejideálnějším spalovacím médiem, společně s kyslíkatými oxidy. Vzniklá vodní pára a oxid uhličitý mají nízkou molární hmotnost. U speciálnějších hmot jako je zinek se sírou vznikají poměrně těžší produkty.

Reakce:



Molární hmotnost sulfidu zinečnatého:

$$M_{\text{ZnS}} = \sum (n_i \times M_i)$$

$$[M_{\text{Zn}}(65,38) \times 1] + [M_{\text{S}}(32,06) \times 1] \approx 97,44 \text{ g/mol}$$

Tato hodnota je pro srovnání se sacharidovými TPH zhruba dvakrát vyšší, což i z testů mimo jiné vyplývá, že je tato směs poměrně nepoužitelná. V programu jsem se jí také aktivně věnoval.

Sacharidy obsahují velké množství energie, na 1 gram sacharózy se uvolní zhruba 16,7 kJ energie oproti sorbitolu který poskytuje na 1 g 11 kJ. Oproti tomu sacharidy jako jsou přírodní cukry erythritol či xylitol neobsahují téměř žádné kalorie, tedy energii, což bylo z testů motorů na erythritol patrné. Sacharidy mají nejen výhody ekonomické a činnostní, ale i mechanické. Při karamelizaci, jak už bylo zmíněno vznikají pevná, dobře obrobitelná zrna. Na příklad u sorbitolu vzniká perfektní přilnavá, viskózní, homogenní hmota, která se dobře mísí s dusičnanem draselným.

Sorbitol má optimální využití při méně výkonném spalování s delší a stabilnější dobou hoření. Stabilizuje směs a dobře se mísí s aditivy. Osobně jsem aktivněji sorbitol používat v jiném projektu, 3D tisknutelných raketových motorů, protože sorbitol při spalování nemá tak vysokou výhřevnost jako sacharóza. Celková entalpie systému je tak nižší.

U motoru jsem se snažil převážně zjistit jaké je jeho maximum co se týká odolnosti vůči vysokým teplotám a tlaku ve spalovací komoře. Začal jsem tak experimentovat s jinými směsí.

Specifické formule pro zkoušené tuhé pohonné hmoty:

Chemické vzorce složek	Název TPH	Ox: Fu: Ad: (Poměr okysličovadla ku redukčnímu činidlu a aditiva)
$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$	KNSU	65 : 35
$\text{KNO}_3 + \text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$	KNSB	65 : 35
$\text{KNO}_3 + \text{C}_4\text{H}_{10}\text{O}_4$	KNER	65 : 35
<u>$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{S}$</u>	<u>KNSUS</u>	52 : 28 : 20
$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{Mg}$	BEX-1	52 : 28 : 20
$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{Mg} + \text{S}$	BEX-2	65 : 18 : 7 : 10
$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{Fe}_2\text{O}_3$	LDBP-1	64,5 : 34,5 : 1
$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{Fe}_2\text{O}_3 + \text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$	LDBP-2	65 : 10 : 1 : 24

<u>$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{Fe}_2\text{O}_3$</u> <u>+ Mg + S</u>	<u>BEX-3</u>	49 : 25 : 1 : 2 : 23
Zn + S	ZNS1	50 : 24
Zn + S	ZNS2	67,1 : 32,9

Zvýrazněné pohonné hmoty jsem navrhoval a také testoval. Cílem bylo získat jednu pohonnou hmotu s delší dobou hoření a u druhé byl cíl jediný, a to maximální energetická hustota. Pracoval jsem také s volně dostupnými a ekonomicky výhodnými chemikáliemi, takže snaha potlačit cenu a zefektivnit výrobu byla na místě. Podtržené hmoty jsou finální úspěšné používané TPH v raketách RocketMan.

Snímky z testování



Zdroj: Vlastní fotografie

Testování pohonných hmot probíhá z pozorování během samotného zápalu volné směsi a následně v raketovém motoru pro naměření tahu. Zajímají mě v průběhu výroby TPH její vlastnosti jako jsou:

- Viskozita
- Doba přípravy
- Teplota vznícení
- Celkové usouzení její bezpečnosti

- Mechanické vlastnosti zrna
- Obrobitelnost
- Doba tuhnutí
- Přilnavost hmoty
- Soudržnost hmoty
- Pevnost

Během samotného spalování mě zajímá:

- Doba hoření
- Energetická hustota
- Teplota spalování
- Stabilita během spalování
- Emisní produkty
- Teoretická rychlost hoření

Následně se rozhoduji, zdali se pohonná hmota otestuje v raketovém motoru. Po rozsáhlých změnách jsem se dostal k několika testům na motorech H-530P a H-534P, které přinesly velmi pozitivní výsledky.

Statické testování TPH v raketových motorech.



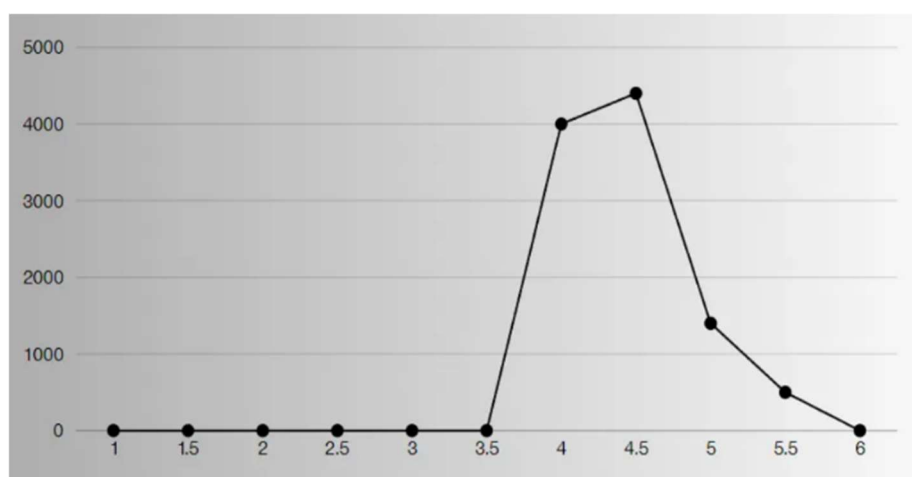
Zdroj: Vlastní fotografie

Statické testy dvou raketových motorů H-530P. Vlevo s pohonnou látkou KNSUS a vpravo s BEX-3.

TPH KNSUS – její vývoj



Zdroj: Vlastní fotografie



Tah motoru v [g] oproti času v [s]

Zdroj: Vypracovaný graf ze zážehové zkoušky

Chemické vzorce složek	Název TPH	Ox: Fu: Ad (Poměr okysličovadla ku redukčnímu činidlu a aditiva)
$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{S}$	KNSUS	52: 28: 20

Tento statický test měl ověřit předešlou zkoušku horizontálního zážehu motoru. Tato zkouška byla však “neúspěšná“, jelikož motor během zážehu akceleroval z rampy kvůli enormnímu tahu. Pohonnou látku KNSUS jsem vyvíjel za účelem dosažením vyšší energetické hustoty a celkového tahu motoru, jelikož bych technicky limitován. Z toho vyplývá, že celková účinnost letu rakety už nezávisela na konstrukci samotného nosiče a modru, ale mohla být zlepšena pohonnou látkou samotnou. KNSUS používá upravený poměr mezi Ox: Fu a to proto, aby poměr nebyl úplně stechiometrický. Při stechiometrickém poměru požadujeme (v rámci spalování) úplné spálení veškerých složek. V raketové technice se však tento fakt nepoužívá a přidává se pravidlem více paliva, právě kvůli zvýšení energetické hustoty a teploty, tedy entalpie systému. Ta je klíčovým parametrem při určování vnitřní energie raketového pohonu.

Vztah:

$$\Delta H = U + P \times V$$

Kde:

U... Je vnitřní energie v [J]

P... Tlak systému v [Pa]

V... Objem v [m^3]

Běžnou hodnotou entalpie pro sacharidové raketové motory je hodnota okolo -660 kJ/mol. Záporná je proto, jelikož jde o exotermickou reakci, která emituje energii. Se snížením hodnoty entalpie roste energetický obsah systému, tedy je vyšší energetická účinnost. Toho u standardizovaných pohonných hmot lze docílit příměsí, respektive pomocí aditiv. Aditiva jsou látky, které mění schopnosti pohonné hmoty, a to téměř jakkoliv. V raketové experimentální technice se zaměřuje úprava směsi spíše na dobu hoření, stabilitu spalování, zvýšení teploty hoření, či její inhibici nebo zvyšování energetické hustoty. Dále mohou měnit samotné

mechanické vlastnosti hmoty, které jsem zde již několikrát zmiňoval. V případě KNSUS je aditivem síra, která sama o sobě sice plní funkci aditiva, ale ve specifickém poměru vůči sacharóze funguje jako katalyzátor energie. Síra má vysokou hustotu energie na jednotku hmoty, ale špatně se oxiduje. Je tak potřeba zápalný iniciátor, což je sacharóza. Celá hmota se tak skládá z oxidantu, reaktantu a iniciátoru. Směs hoří velice stabilně a rychle, emituje velké množství výfukových plynů a její teplota (bez ohledu na adiabatický děj v motoru) činí okolo 2 000 K. Mechanické vlastnosti jsou ale její nevýhodou. Během výroby se síra velmi špatně mísí s ostatními látkami, jelikož je silně hydrofobní, což z hlediska skladování může mít pozitivní dopad. Hygroskopicitu KNSUS jsem testoval a doba degradace na volném prostoru je velice rychlá, zhruba 40 h od ztuhnutí zrna je měřitelný pokles tahu a zvýšená obtížnost zapálení směsi. Při tzv. “castingu” – vlévání TPH do formy, je hmota poměrně nehomogenní a má nízkou viskozitu. Asi největší nevýhodou je extrémně rychlé tuhnutí směsi, kde v případě vlévání KNSUS do H-534P je proces, na který je vynahrazena necelá minuta, dokud není směs tak tvrdá, že jí není možné tvarovat.

Emisní produkty při spalování:

- Uhličitan draselný K_2CO_3
- Síran draselný K_2SO_4
- Oxid uhličitý CO_2
- Voda (pára) H_2O
- Oxid siřičitý SO_2
- Dusík N_2

Ačkoliv je molární hmotnost plynů procházejících hrdlem trysky vyšší než u KNSU, je iniciace energie tak vysoká, že roste tlak ve spalovací komoře, což je klíčový parametr při zvyšování tahu u raketového motoru.

KNSUS se stala silným kandidátem na rutinní využití v raketových letech a náhrada za KNSU.

Výroba nových 3 raketových motorů H-534P a H-534P.2 (nalevo). Motory číselně označeny na trysce budou sloužit pro vývojové účely testování pohonných hmot. Motor vpravo je starý, vyřazený kus, který je extrémně zkorodován.



Zdroj: Vlastní fotografie

29.06.2024 – Statická zkouška H-534P s 42 g (KNSUS)



Zdroj: Vlastní fotografie

Tato zkouška byla do data 26.02.2025 můj nejsilnější test raketového motoru. Motor vyprodukoval neuvěřitelný tah 107,91 N. Doba hoření byla pouze 0,7 sekundy a motor po

zkoušce nebyl poškozen. Po testu jsem se rozhodl, že tento motor se stane primární pohonnou jednotkou pro RM-2fp → později RM-3 a RM-4.

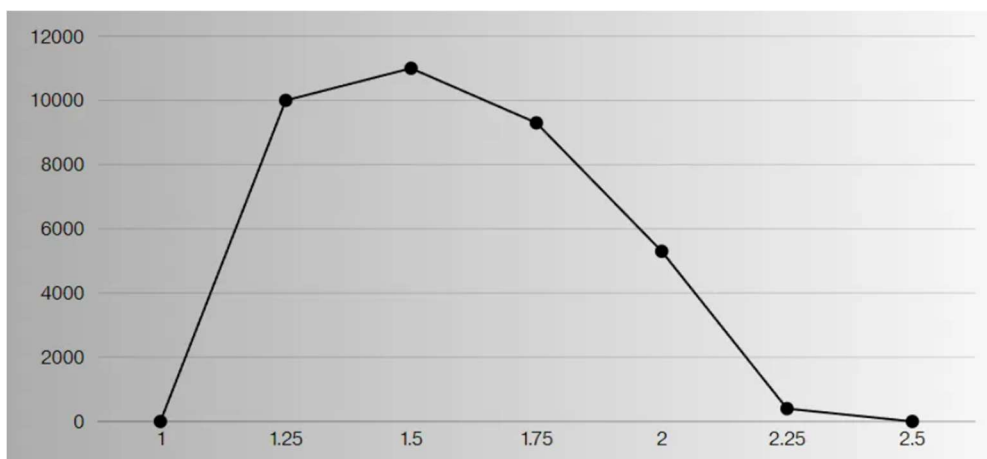
Úžasný záběr na zhruba jeden metr dlouhý žhavý plamen výtokových plynů. Během testu na kamerovém záznamu byla zaznamenána rázová vlna.



Zdroj: Vlastní fotografie

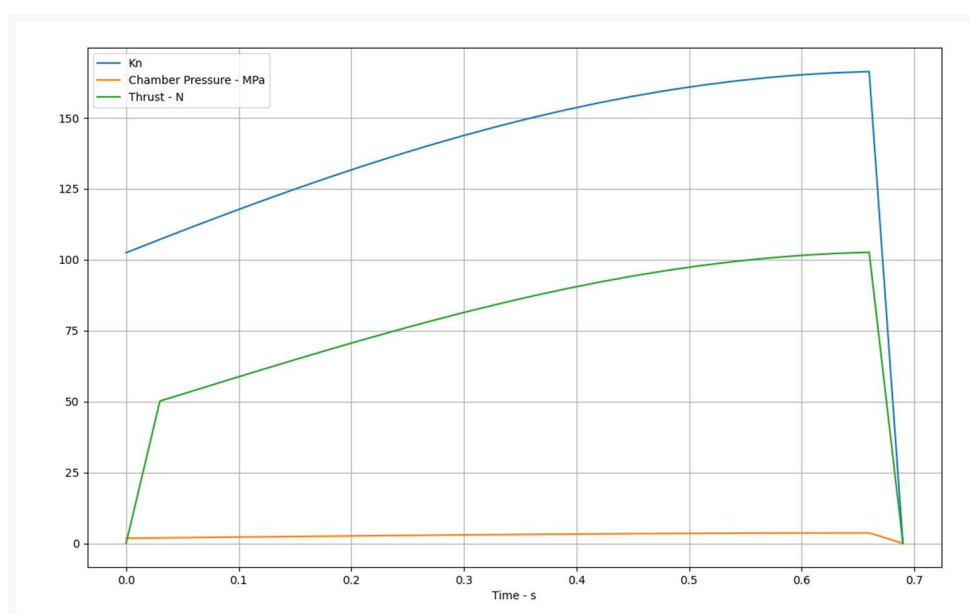
Parametry (TPH – KNSUS)

Maximální tah (F_{max})	Doba hoření (t_b)	Hmotnost TPH (m)	Specifický impuls (ISP)	Hmotnostní průtok ($\dot{m}$)	Výtoková rychlost (v_e)
107,91 N	0,70 s	42 g	133,05 s	0,075 kg/s	1304.3 m/s
Maximální tlak (P_{max})	Pracovní tlak ($\tilde{P}$)	Doba účinného spalování (t)	Celkový impuls (I_s)	Iniciální Kn (Kn)	Maximální Kn (Kn)
3,69 Mpa	2,83 Mpa	0,69 s	54,31 N·s	102,47	166,35



Zdroj: Vypracovaný graf ze zážehové zkoušky

Graf vývoje tahu v (g) v závislosti času v (s). Maximální naměřená hodnota během testu byla přes 11 000 gramů.



Zdroj: Vypracovaný graf v OpenMotor

Pohonná hmota BEX-3 – „Bright Experiment – 3“

Složení:

$\text{KNO}_3 + \text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11} + \text{Fe}_2\text{O}_3 +$	BEX-3	49 : 25 : 1 : 2 : 23
Mg + S		

Pohonná hmota BEX-3 je třetí, tedy vybranou TPH typu pohonné hmoty s delší dobou spalování, což mělo teoreticky zvýšit účinnost motoru a celkový start neměl být tak agresivní. Tato pohonná slož používá více aditiv, oxid železitý (Fe_2O_3), magnézium (Mg) a Síru (S).

Magnézium funguje jako tzv. „termikum“, což je vlastnost látky zvyšovat teplotu spalování. Tím dochází k tepelné roztažnosti a tím tak vyšší kompresy, což je definováno adiabatickým dějem.

Vztah:

$$P \times V^\gamma = \text{konst.}$$

$$\gamma = \frac{C_P}{C_V}$$

Kde:

γ ... Je Poissonova konstanta (bezrozměrná veličina)

C_P ... Je tepelná kapacita při konstantím tlaku

C_V ... Je tepelná kapacita při konstantím objemu

Právě Poissonova konstanta definuje tento termodynamický děj, který je extrémně důležitou hodnotou v navrhování raketových či reaktivních motorů. Magnézium při spalování iniciuje teplotu okolo 2 900 až 3 100 °C → 3 170 až 3 370 K. Oxid železitý funguje jako retardér a spalovací stabilizátor směsi. Prodlužuje a stabilizuje spalovací schopnosti, což je u takto agresivní TPH vyžadující. Síra má stejnou podstatu jako u TPH KNSUS, tedy jako „sekundární“ palivo → „energetický iniciátor“. Specifické poměry směsi byly určeny jak teoreticky, tak vlastními kalkulacemi. Postupně jsem se dostal k valným výsledkům přes praktické zkoušky.



Zdroj: Vlastní fotografie

Experimentování s magnéziem jako aditivním termikem ve směsi.



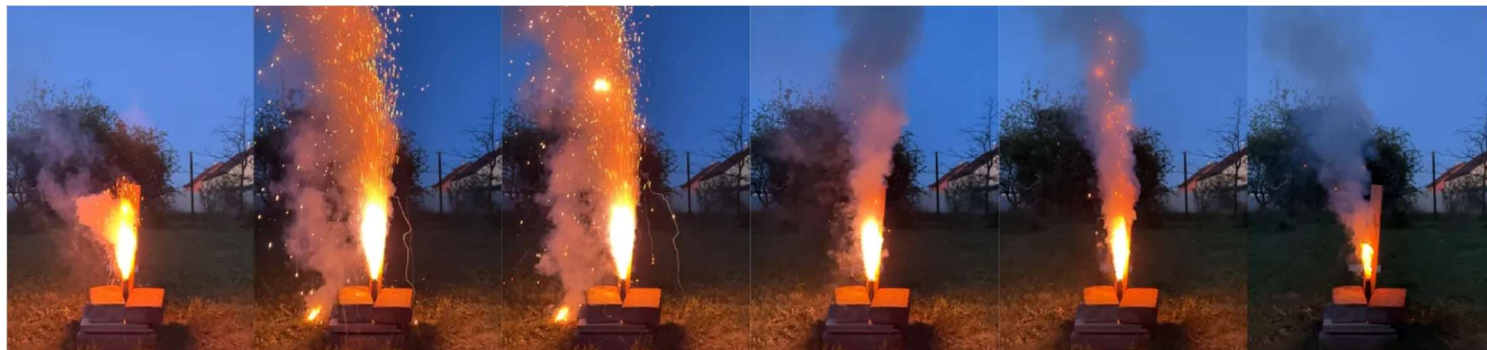
Zdroj: Vlastní fotografie

Asi 3 metrová koule žhavých plynů s magnéziem při výmetu směsi.



Zdroj: Vlastní fotografie

Testování BEX-3 v motoru H-530P kde spalovací doba dosáhla 15 s. To bylo v podstatě ještě účinnější, než byly předpoklady.



Zdroj: Vlastní fotografie

29.06.2024 – Statická zkouška H-534P s 42 g (BEX-3)



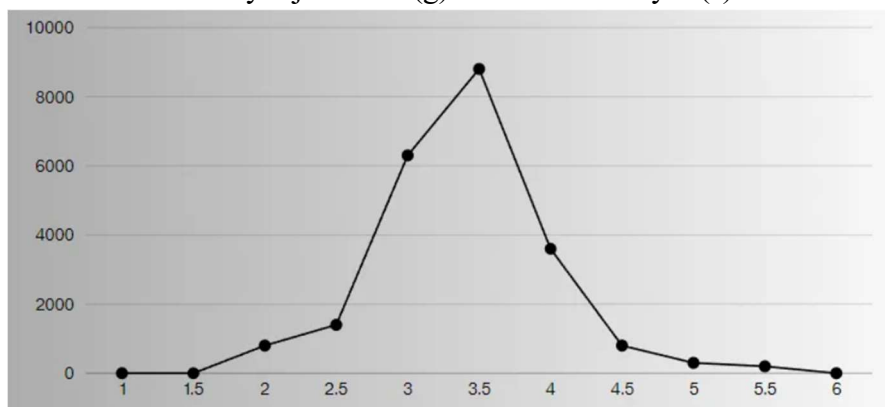
Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

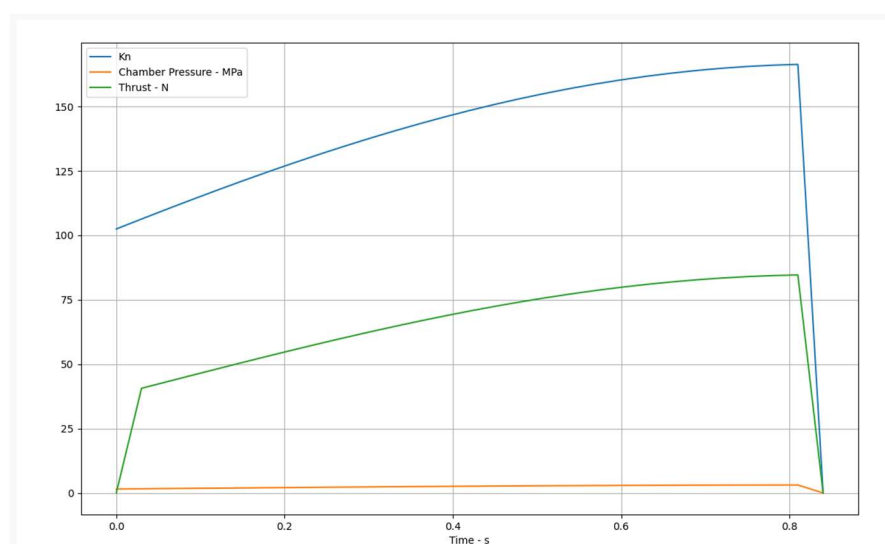
Analýza a specifikace dat ze zkoušky:

Graf vývoje tahu v (g) v závislosti časy v (s).



Zdroj: Vypracovaný graf ze zážehové zkoušky

Graf vývoje tahu v (g) v závislosti časy v (N).



Zdroj: Vypracovaný graf v OpenMotor

Parametry (TPH – BEX-3)

Maximální tah (F_{max})	Doba hoření (t_b)	Hmotnost TPH (m)	Specifický impuls (ISP)	Hmotnostní průtok ($\dot{m}$)	Výtoková rychlost (v_e)
86,32 N	4,15 s	42 g	134,36 s	0,061 kg/s	1314 m/s

Maximální tlak (P_{max})	Pracovní tlak ($\bar{P}$)	Doba účinného spalování (t)	Celkový impuls (I_s)	Iniciální Kn (Kn)	Maximální Kn (Kn)
3,04 Mpa	2,44 Mpa	0,84 s	49,13 N·s	102,47	166,37

Test BEX-3 osvědčil, že je možné z motoru získat ještě vyšší ISP a navýšit dobu spalování. BEX-3 je narozdíl od KNSUS má mechanicky přívětivější zrno, lépe se s ním pracuje a tvaruje. TPH není tolik náchylná na hygroskopicitu kvůli aditivům. Problém je ale v účelu samotném, při spalování se teplota ve spalovací komoře dostává na opravdu extrémní hodnoty, a to až nad 3 000 °C. Po širší analýze lze zaznamenat geometrické změny v (ocelové) trysce a znaky žhání pláště spalovací komory. Tepelná deformace je z hlediska znouvupoužitelnosti poměrně problematická, takže BEX-3 se kvůli tomuto faktoru nestala primární pohonnou hmotou.

Oba motory těsně před zážehem.



Zdroj: Vlastní fotografie

Motory po zážehu.



Zdroj: Vlastní fotografie

Program vývoje vlastního raketového motoru byl ještě rozsáhlejší, avšak pro účely tohoto dokumentu jsou data o vývoji motoru H-534P a pohonných hmot KNSUS a BEX-3 dostačující. Tímto výzkumem a vývojem mohl dojít k zalétávání a testování prvních raket „*RocketMan*“.

7. Raketa RocketMan ONE ug (RM-1u)



Zdroj: Vlastní fotografie

Parametry rakety

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost (v_{max})
~200 m	~15 s	0,407 kg	H-534P (LDBP-2) (KNSU)	201 mm	214 km/h
Maximální akcelerace (a_{max})	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
264 m/s ²	328 mm	33 mm	52,22 N·s	-1,27 cal	243 mm

Tyto hodnoty byly velice teoretické, jelikož jsme nebyli tolik obeznámeni o teorii konstrukci raket. Tyto znalosti jsme později získali pomocí praktických zkušeností, pozorování a učení se této disciplíny.



Raketa se krátce po startu t - 4s dostala na sklon 90° od vertikálního startu s ideálním 0° nasazením. Tzv. termín “Rocket dancing” - znamená, že raketa se

během letu destabilizuje kvůli různým důvodům, ať už nesprávným vektorem tahu, aerodynamicky či čistě mechanicky. Tyto rakety nebyly strojově designovány, a tak byla stabilita letu a rozložení těžiště špatně vypočítané. Přesto se pokračovalo v zalétávání RM-1ug.



Celková práce motoru byla značně nestabilní. Pravděpodobně kvůli delšímu skladování TPH v zásobníku motoru způsobily degradaci a hygroskopicitu směsi, která následně spalovala v neperiodických cyklech. Tah motoru pochopitelně souvisí se stabilitou rakety, a to kvůli zrychlení. Tím vyšší je rychlost rakety, tím dochází k vyššímu nárůstu

aerodynamických sil, které působí na aerodynamické prvky (statické stabilizátory).

Díky chování rakety – neřízené rotaci došlo k dalším konstrukčním změnám, které však nebyli tak velké.

Důsledek rotace byl nerovnoměrný tah motoru a nestabilní samotná konstrukce.

Let číslo 2 – RM ONE 03.03.2024



U druhé letové zkoušky RM ONEug se stala velice neobvyklá anomálie. Raketový motor se při “startování” tak intenzivně akceleroval, že defacto vypadl z motorového adaptéru rakety. To bylo způsobeno předáním kinetické energie druhému tělesu (raketě), jelikož motor nebyl v adaptéru dostatečně upevněn. Adaptér pro motor funguje jednoduše pouze o tlakovém spoji mezi válcem motoru a válcem adaptéru, kde by správně měla být minimální tolerance stěn. V tomto případě neměl tepelně izolující papír dostatečný průměr stěny, a tak motor předal vlastní kinetickou energii raketě přes úchytka motoru v adaptéru.

Raketa byla kompletně zničena a motor který byl použit z minulého letu i z letu Strike-5, tedy třikrát, se už nepovedlo nikdy najít.

Fotografie vlevo – úžasný pohled na spirálovitou trajektorii postupně stabilizující se ho motoru.

Tato raketa byla doposud tvořena stále pomocí 3D tisku a lepených spojů. Jako materiál jsme využívali PLA, což se tomto letu ukázalo jako velice nedurabilní materiál. Další RM ONEug byla zhotovena celá z materiálu PETG a její kónus z PLA.

Let číslo 3 – RM ONE 10.03.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

Raketa se po $t \sim 1,2$ sec. Destabilizovala na horizontální polohu, co bylo však zajímavé, bylo to, že se zpátky vrátila do poměrně “stabilní“ polohy. Problému bylo více, nejen že samotná konstrukce byla opravdu stabilizačně nekorektní ale i samotný motor nepracoval správně. Jak lze vidět na snímcích, ze spojů mezi tryskou a spalovací komorou došlo k zhruba 30 až 50 % úbytku energie, kvůli nedostatečné těsnosti z opotřebení motoru. Kvůli tomuto faktoru se tak měnil tahový vektor, čímž posílilo chaotičnost a nestabilitu letu.

Tento start byl ale nejvíce stabilní, raketa nebyla kompletně zničena a tím se tak materiál PETG značně osvědčil. Také raketa dosáhla nejvyšší výšky, avšak pořád velmi nízké, zhruba okolo 30 až 40 metrů.

Samozřejmě bylo nutno celou raketu pře rekonstruovat z důvodů nestability letu samotného.

Stabilita se u raket řeší několika způsoby, v experimentální raketové technice se stabilita řeší buď mechanickou stabilitou, což je řešeno na příklad u “rachejtlí“ – pyrotechnických raket pomocí stabilizační tyče. Obecně jednoduchá a vysoce účinná metoda je aerodynamická, a to pomocí statických stabilizátorů, jejichž geometrie, profil, počet či tvar ovlivňuje spousta letových faktorů. RM ONE ug používá tzv. trapézoidní stabilizátor a to 4. Další metody jsou

komplikovanější, jako je aktivní řízení letu rakety pomocí řízených kormidlem letovým počítačem, vektorování tahu motoru, gyroskopicky či samovolnou rotací celého nosiče. Základní parametr, který je třeba znát pro určování statické stability letu rakety, je rozdíl mezi těžištěm (CG) a bodem součtu všech tlakových sil (CP), který se určuje strojově nebo experimentálně.

Vztah pro CG:

$$CG = \frac{\sum(m_i x_i)}{\sum m_i}$$

Kde:

m_i ... Je hmotnost dané komponenty

x_i ... Je vzdálenost daného komponentu od referenčního bodu

Vztah pro normálové síly stabilizátorů:

$$C_n^f = \frac{4 \times n \times \left(\frac{s}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \times l}{c_0 + c_e}\right)^2}}$$

Kde:

l ... Je délka středního akordu

c_e ... Je koncová délka

c_0 ... Je kořenová délka

d ... Je průměr trupu

s ... Je plocha stabilizátoru



Zdroj: Vlastní fotografie

Snímek vlevo – Mé první pozorování rázových diamantů při startu rakety, ještě před dosažením maximálního tlaku ve spalovací komoře motor pracoval správně.

Snímek vpravo – Raketa se okamžitě vrací zpět do vertikální polohy.

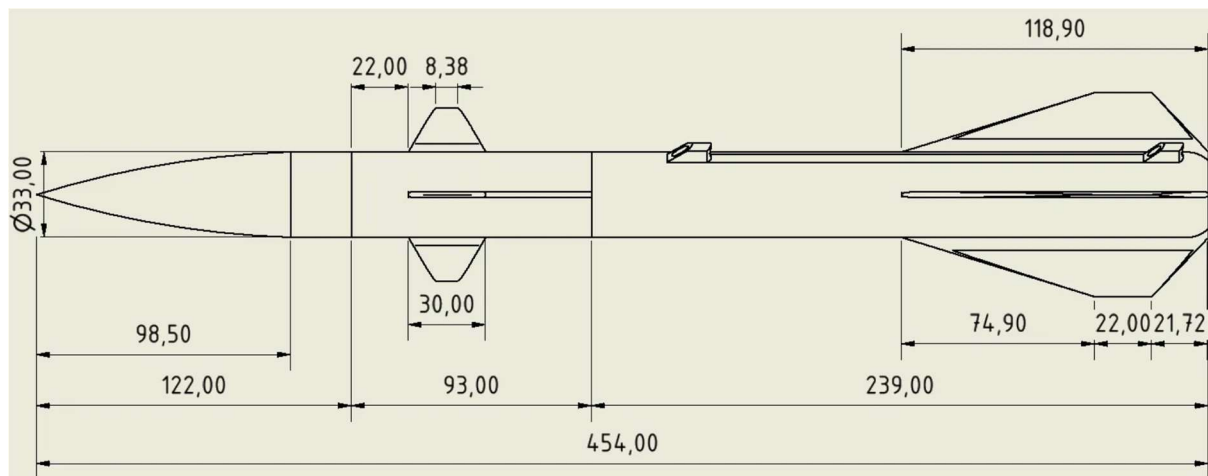


Zdroj: Vlastní fotografie

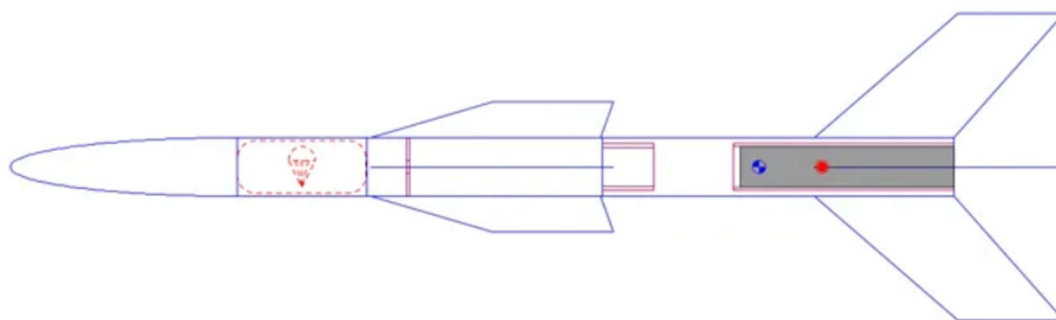
Porovnání velikosti motoru vůči raketě. Po všech neúspěšných letech projekt prošel předesignováním na raketu RM-2.

8. Raketa RocketMan-2

Původní plány na design RM-2 pomocí programu OpenRocket.

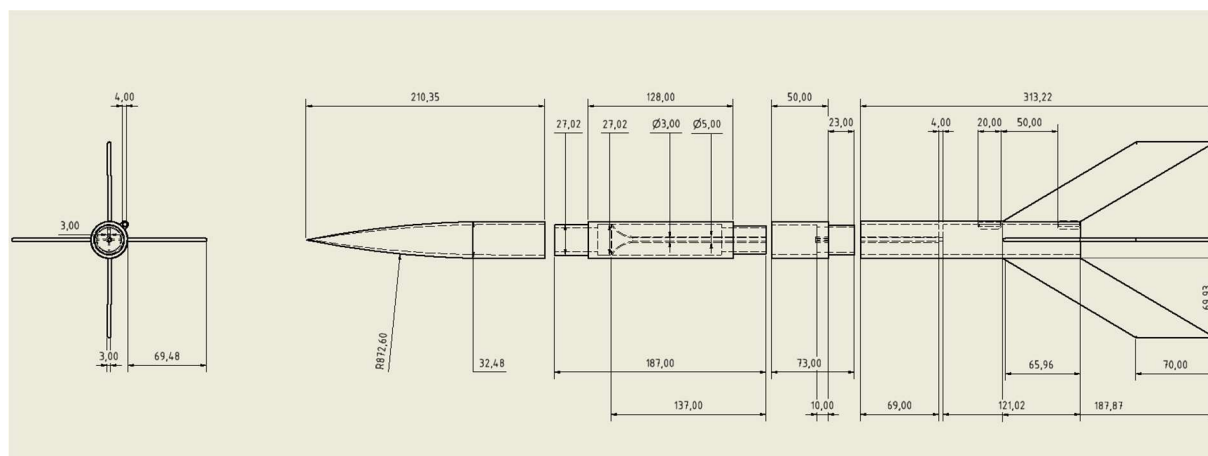


Zdroj: Vlastní screenshot z programu Inventor DWG



Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

Finální design – Stejný materiál (PLA) a výrobní metoda 3D tisku.



Zdroj: Vlastní screenshot z programu Inventor DWG

Raketa stále měla používat raketový motor H-534P a taktéž byla koncipována pro raketový motor D-12 11 od společnosti Estes.

Cílem bylo kompenzovat jak nedostatky u RM ONE ug, tak dosáhnout lepších výsledků během letu tak i zjednodušení výroby.



Zdroj: Vlastní fotografie

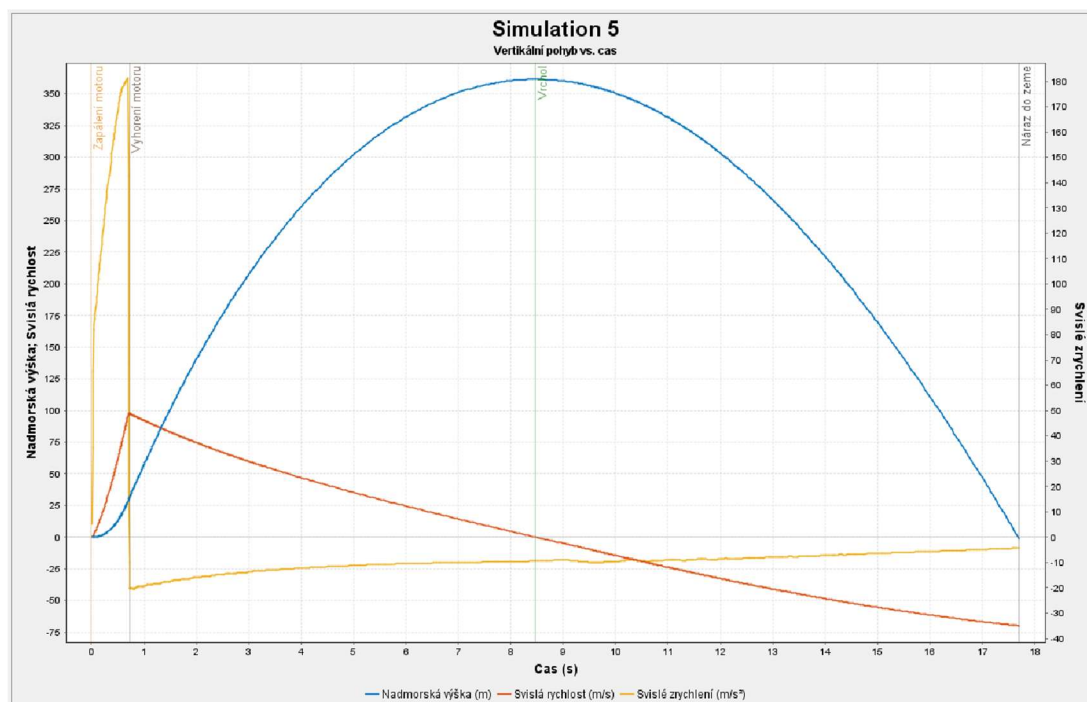
Parametry rakety:

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost (v_{max})
362 m	32 s	0,268 kg	H-534P (KNSU)	532 mm	353 km/h

			D-12		
Maximální akcelerace ($a_{\max}$)	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
182 m/s ²	674 mm	32,5 mm	52,22 N·s	2,75 cal	443 mm

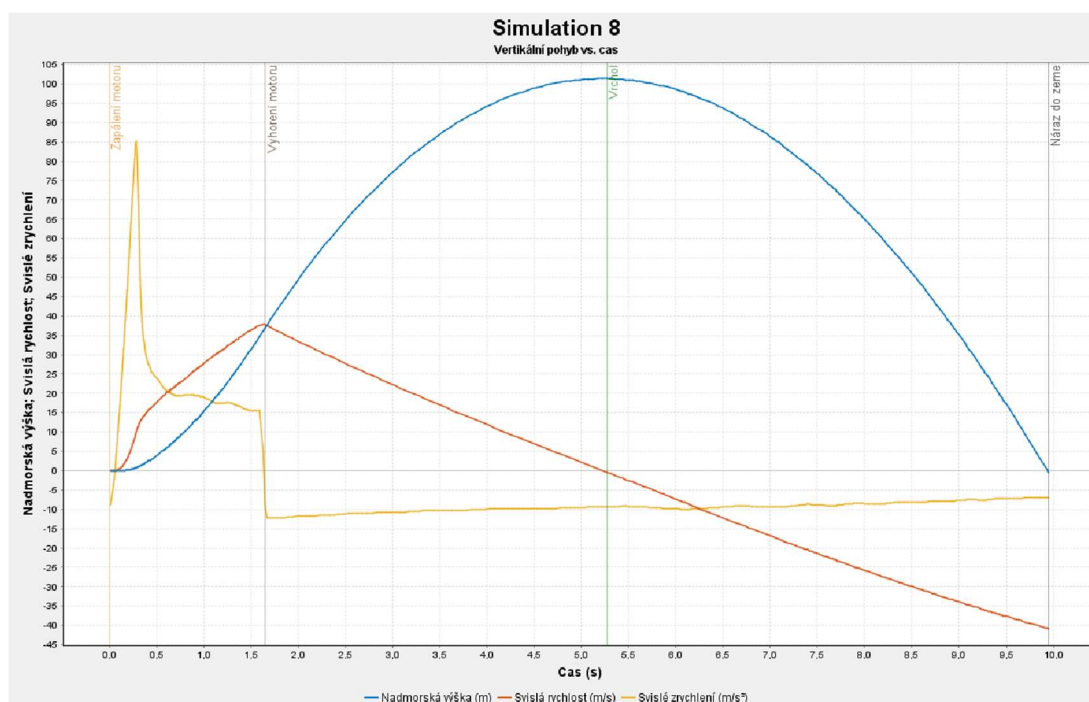
Předpokládaná letová křivka – grafy Předpokládané nadmořské výšky, svislé rychlosti a svislé rychlosti oproti času.

S raketovým motorem H-534P



Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

S raketovým motorem D-12-7



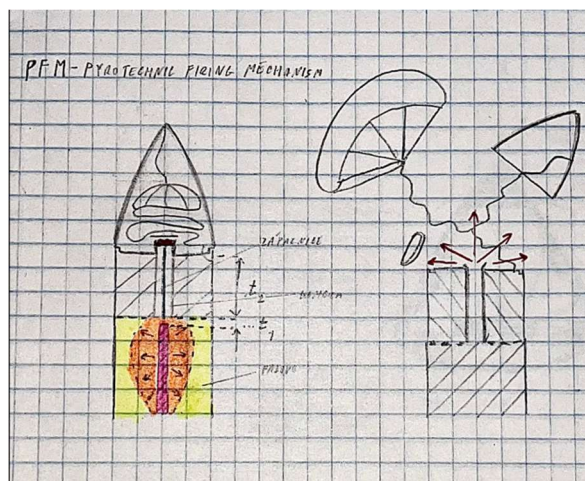
Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

Systém znovupoužitelnosti

Systém znovupoužití rakety jsme navrhovali tak, aby nepoužíval žádné elektrické ani aerodynamické komponenty. To vše kvůli účinnosti a jednoduchosti. Vytvořili jsme tak systém disponující pyrotechnickou složí. Pyrotechnické systémy záchrany rakety, respektive výmetu slož pro vystřelení zátky či pístu s padákem jsou velice oblíbené u konvenčních kupovaných raketových motorů. Motory jsou designovány tak, že využívají nejdříve pochopitelně pohonnou směs. Jakmile se spálí, zažehne se brzdící slož, která hoří určitý čas, dokud se nedostane k výmetné složi. Takovýto design musí být velice přesný, aby správně a bezpečně fungoval. U RM-2 se jsme nejdříve chtěli úspěšný stabilní let s motorem H-534P a následně systém integrovat. Už v období RM ONE jsme tento systém měli v plánu aplikovat právě tam a také jsme jej testovali. Z důvodů problémů jsme jej však adaptovali na další nosiče.

Jako výmetnou slož jsme chtěli používat místo klasicky využívaného střelného prachu, směs zinku a síry, kterou jsme zde už zmiňovali.

V tomto konceptu měl mít raketový motor H-534P vyvrtanou díru v jeho zádi, která se napojovala zápalnicí k pyrotechnické složi, která byla umístěna v toroidním tvaru. Po vyhoření motoru se tak zažehla zápalnice a po zhruba 4 s zapálila výmetnou slož a vypustila padák pomocí vyprodukovaných plynů.



Zdroj: Vlastní fotografie

Tento systém se do testovacího a praktického vývojového období dostal až během vývoje další rakety. Kvůli problémům s konstrukcí a motory u RM-2 se od myšlenky integrace systému do RM-2 opustilo.

Snímky z testování pro RM ONE s raketovým motorem H-530P. Zkouška proběhla úspěšně a systém fungoval.



Zdroj: Vlastní fotografie

Let číslo 1 – RM-2 29.03.2024

Před prvním startem této rakety jsem se snažil co nejlépe stanovit optimální těžiště rakety a staticky ji testovat, zdali je její orientace stabilní.

Teoretickou stabilitu rakety jsme zde popisovali, určuje se dle kalkulací či spíše strojově – programem. Prakticky je u lehčích a menších raket ideální najít těžiště jako stabilní bod celé délky rakety, který leží na nějakém pevném bodě. Pokud je správně určeno těžiště rakety, uváže se okolo jejího trupu či jinak (pevně) připojí lano o délce nejméně 3násobné délky rakety. Na otevřeném prostoru přivázanou raketou rotujete kolem pevného bodu (pravděpodobně vaší ruky). Odstředivá síla raketu ustředuje v optimální vzdálenosti a rovině. Díky kruhové rychlosti rakety dokážete simulovat to, jak se raketa ve skutečnosti bude chovat za letu a případně můžete upravovat těžiště rakety. Pokud je těžiště umístěno za centrem tlaku CP, pak je raketa stabilní. Míra stability se však určuje tzv. kalibrem, což je vzdálenost mezi těmito body určovaná průměrem trupu rakety. Pokud je CG a CP pro příklad od sebe vzdáleno 50 mm a průměr trupu je 25 mm, pak má raketa stabilitu 2 kalibry. Pokud by situace byla opačná, tedy CP by bylo před CG, pak hovoříme o záporném kalibru, což je destabilizační faktor.

Vztah:

$$cal. = \frac{d_{CP} - d_{CG}}{D}$$



Zdroj: Vlastní fotografie

Tato nestabilita tentokrát nebyla zaviněna samotnou konstrukcí, ale problémem v těsnění spojů motoru, který vytvářel opět kolmý vektor tahu proti vertikálnímu správnému směru rakety. Raketa během akcelerace silně rotovala a v podstatě “se rozsypala“ během letu.



Zdroj: Vlastní fotografie

Další záznamy vlevo ukazují, že po odmlčení motoru se snažila raketa více stabilizovat. Obrázek vpravo je snímek ze záznamu letu rakety, kde raketa je vzdálený bod, který má tendence se více stabilizovat, což potvrdilo, že těžiště bylo určeno správně.

Let číslo 2 – RM-2 Demo 29.03.2024

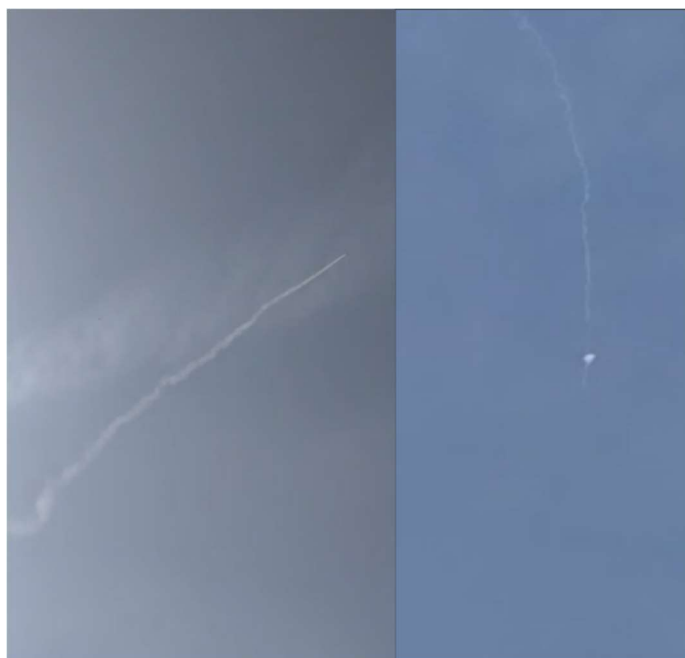
Problémů u motoru H-534P jsem se rozhodl, že bych mohl jednu z finišovaných raket otestovat na raketovém motoru D-12-7, který jsem měl ve skladu z bývalých startů. Cílem tak bylo touto myšlenkou vyzkoušet či je sama konstrukce stabilní a zdali nemá žádné letové potíže s jistotou funkčností motoru. Proto tato raketa byla označena jako “Demo“ – *demonstrátor*.

Raketa RM-2 byla tvořena tak, aby byla ještě konstrukčně jednodušší. Kvůli flexibilitě výroby 3D tisku a její rychlosti a přesnosti jsem mohl tisknout spoustu raket. Z důvodů problémů u motoru H-534P jsem se rozhodl, že bych mohl jednu z finišovaných raket otestovat na raketovém motoru D-12-7, který jsem měl ve skladu z bývalých startů. Cílem tak bylo touto myšlenkou vyzkoušet či je sama konstrukce stabilní a zdali nemá žádné letové potíže s jistotou funkčností motoru. Proto tato raketa byla označena jako “Demo“ – *demonstrátor*.



Zdroj: Vlastní fotografie

Byl to první kompletně úspěšný let rakety. Raketa dosáhla pravděpodobně výšky okolo 100 m nad zemí, kde po klesání z apogea letu aktivoval motor slož a raketa se oddělila do několika kusů. Tyto kusy se povedlo najít a určité komponenty šlo použít s novými pro další start, tentokrát s motorem H-534P.



Zdroj: Vlastní fotografie

Snímek vpravo – výmet slože z motoru D-12-7. Raketa letěla velice stabilně a neměla tendence destabilizování.

Let číslo 3 – RM-2 31.03.2024

U tohoto pokusu o start raketa používala první segment od minulé rakety. Problém byl opět v nefunkčnosti motoru, který jsem následně podrobil testu statického zážehu abych po jistých úpravách v dílně zjistil, jestli lze motor dále využívat. Na snímku jde vidět, že motor má v místech šroubových spojů velké ztráty, které činily na tahových ztrátách až o polovinu tahu méně. Také se kvůli nevyrovnání vektorových – tahových sil převrátil z testovací rampy



Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie



Raketa se ihned během “letu“ kompletně zničila na malé kousky a nebylo možné nic použít znovu. Z důvodů testování adaptace konstrukce pro padákový systém a padák samotný až přes konstrukční a motorové komplikace jsme se rozhodli, že typ rakety RM-“2“ ukončíme, a tak raketa projde znovu “rekonstrukcí“. Poslední vytvořené kusy jsem podrobil pokusům o start na motorech H-530P s TPH KNSUS, viz. Snímky.

Zdroj: Vlastní fotografie



Po pokusu o start vznikl nad oblastí velmi zajímavý jev, pravděpodobně šlo o jakousi malou inverzi.

Pojmenoval jsem tento jev – „Raketová inverze“, zní to skvěle.

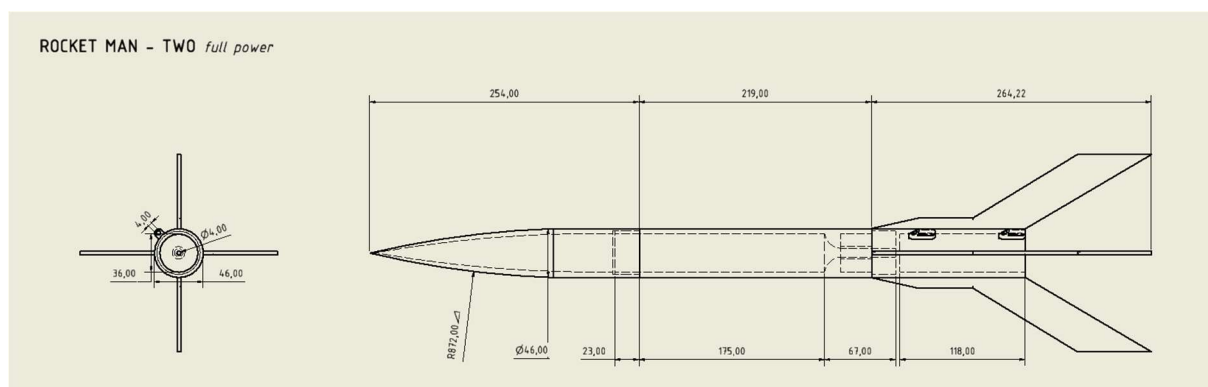


Zdroj: Vlastní fotografie

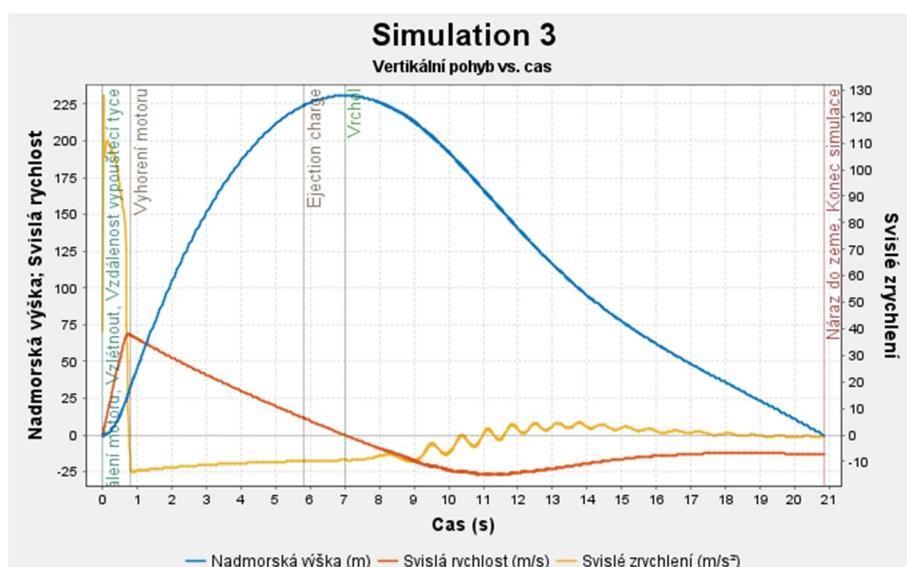
Projekt rakety RM-2 byl ukončen a začala se vyvíjet nová raketa RM-2fp, později na RM-3 – „RocketMan-3“

9. Raketa RocketMan-2fp

Konstrukce vycházela pochopitelně z minulých raket jak materiálově, tak mechanicky. Kladl se důraz na větší durabilitu spojů, vyšší aerodynamičnost, pevnost konstrukce a kompatibilitu pro padák a budoucí systém znouvopoužitelnosti – pyrotechnicky již popisovaný systém. Tento systém vysazení padáku se taktéž v této raketě několikrát testoval jak pozemně, tak byly i realizovány pokusy, kde raketa měla osvědčit systém za letu. Raketový motor používala H-534P a H-534P.2 s prodlouženou spalovací komorou. RM-2fp – *full power*, měla být vývojová neznouvopoužitelná verze pro budoucí rakety RM-3, na kterých měly být už jen drobné úpravy. Raketa taktéž využívala tzv. hmotností demonstrační zátěž, pro simulování podmínek letů s padákem a nákladem.



Zdroj: Vlastní screenshot z programu Inventor DWG



Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

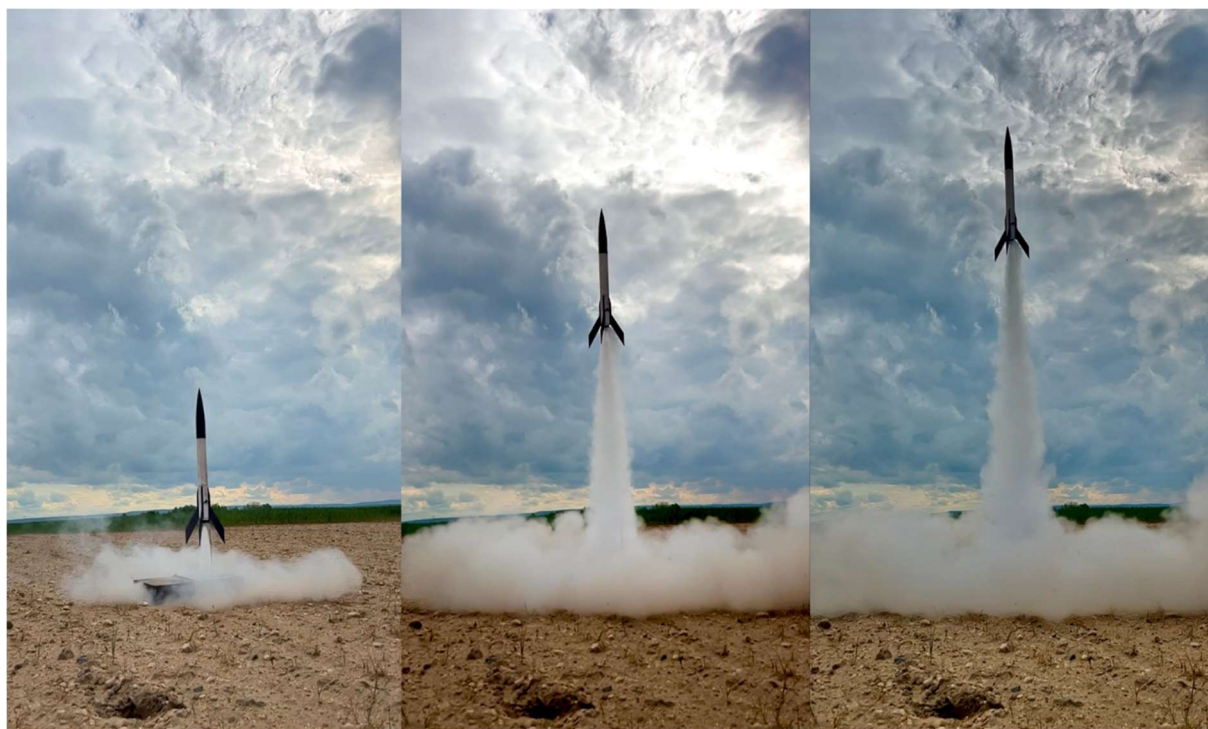


Zdroj: Vlastní fotografie

Parametry rakety:

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost ($v_{\max}$)
138 m	20 s	0,675 kg	H-534P H-534P.2 (KNSU)	566 mm	183,6 km/h
Maximální akcelerace ($a_{\max}$)	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
96,7 m/s ²	753 mm	46 mm	52,22 N·s	3,2 cal	418 mm

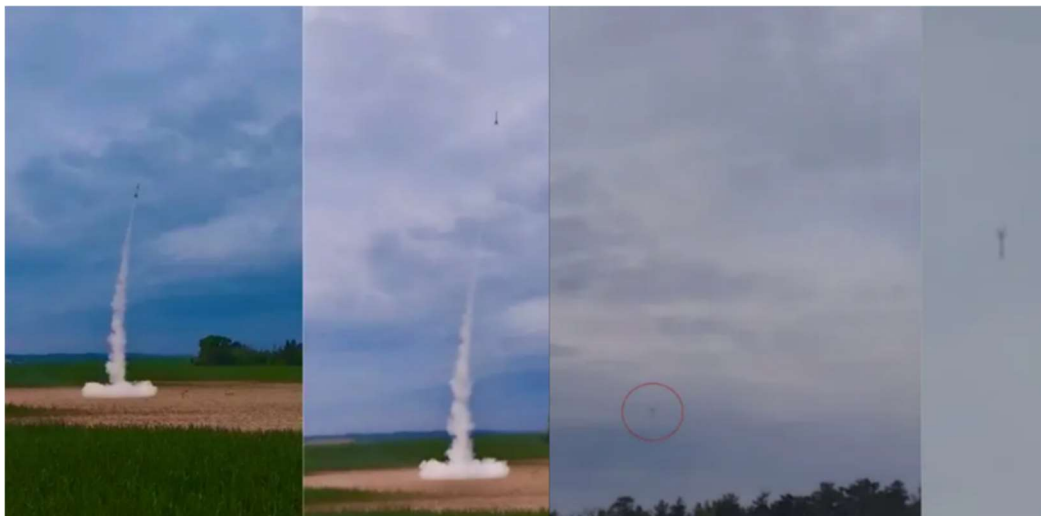
Let číslo 1 – RM-2fp 06.05.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

První pokus o let rakety RM-2fp byl kompletně úspěšný. Raketa letěla vysoce stabilně a dosáhla teoretické cílové výšky. Letová trajektorie byla téměř dokonalou parabolou

a návratová rychlost rakety dosáhla okolo 300 km/h, kde se následně plánovaně dopadem zničila. Motor taktéž fungoval správně a nezaznamenal žádné ztráty na tahu.



Zdroj: Vlastní fotografie

Raketu bylo možné kvůli dobrému zabarvení a oblačnosti po celou dobu poměrně dobře sledovat. Díky tomu se mohly provést další výpočty o specifikacích mechaniky letu této rakety jako je doba letu, apogeum, okruh dopadu, rychlostní změny, chování v prostoru či přetížení rakety. Přetížení RM-2fp dosahovalo až 9,8 g. Přetížení rakety zjistíte pomocí jednoduchého vztahu:

$$a_g = \frac{a_{max}}{g}$$

Kde:

a_{max} ... Je maximální akcelerace rakety [m/s^2]

Apogeum

Raketa dosahovala stability 3,2 calibru, což je opravdu vysoká hodnota pro dobře pozorovatelný a predikovatelný let. Apogeum letu dosahovalo 130 až 140 m nad zemí. Apogeum letu je poměrně komplikovaným bodem, jak jej zjistit. Obvykle se určuje pomocí programu, avšak lze vypočítat teoretickou hodnotu, kam se raketa může zhruba dostat. Tento výpočet se provádí upravenou Tsilkovského rovnicí.

$$h_A \approx \frac{\left(Isp \times g \times \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) \right)^2}{2g}$$

Kde:

m_0 ...Je počáteční hmotnost s pohonnými hmotami [kg]

m_f ...Je finální hmotnost bez pohonných hmot [kg]

g ...Je konstanta gravitačního zrychlení [m/s²]

Isp ...Je specifický impuls [s]

Další vztahem lze taktéž určit teoreticky apogeum z případných naměřených dat z oblasti nadmořské výšky.

$$h_A \approx \frac{T_0}{\nabla T} \times \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{-\nabla T \times R}{g}} - 1 \right]$$

Kde:

∇T ...Je rychlost propadnutí teploty [0,0065 K/m]

T_0 ...Je teplota v nulové výšce [K]

P ...Je tlak v nadmořské výšce [Pa]

P_0 ...Je tlak v nulové nadmořské výšce [Pa]

R ...Je plynová konstanta pro vzduch [287,05J / kg-K]

Tento vztah je sice přesnější ale je potřeba mít k dispozici výstupní data, která byla naměřena z letu. Dle základních kinematických rovnic lze vyvodit vztah (bez započítání odporu):

$$h_a \approx \frac{a}{2} \times (t)^2 + \frac{a^2 \times t^2}{2 \times g}$$

Kde:

a ... Je průměrná akcelerace rakety při svislém letu [m/s^2]

t ... Je čas letu do bodu vypnutí motoru [s]

Vývoj návratového systému

Raketa při dopadu – žádný komponent se funkčně nezachoval. Aerodynamická špička byla v asi 30 cm zapíchnutá v zemi.



Zdroj: Vlastní fotografie

RM-2fp se měla neznovupoužitelným zalétávacím demonstrátorem. Raketa pokračovala v testovacích letech, kde jsme realizovali následující 2 zkoušky s pyrotechnickým vysazením padáku. Princip defacto funguje na bázi pyrotechnického časovače. Také bylo zahájeno několik pozemních pokusů či vyhození padáku z letadla se závažím, aby bylo možné sledovat jak se padák během sestupu chová.



Zdroj: Vlastní fotografie

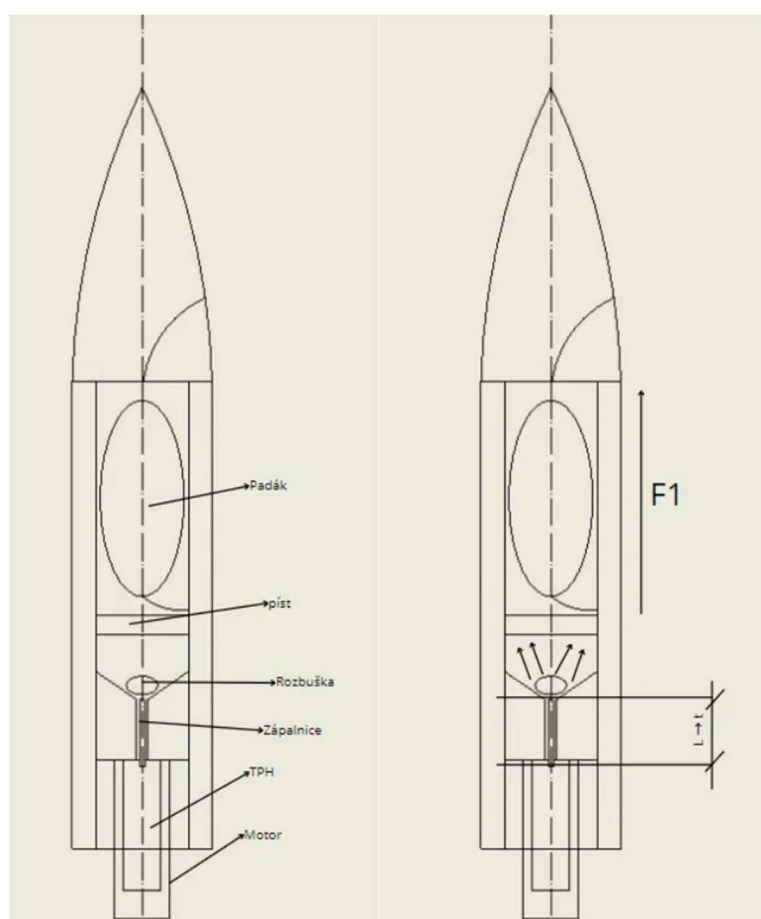
Pozemní testování výmetu slože pyrotechnickým časovačem. Na rampě jsem otestoval celkem 10 vystřelení padáku, kde jsem postupně snižoval množství směsi Zn + S. První testy byli velmi destruktivní, a tak bylo z dlouhodobého hlediska komplikované systém zkoušet na adaptovaném nosiči RM-2fp, který byl původně designován na jiné konstrukce raket. Poslední testy se však dostaly do úspěšného výmetu směsi s padákem.

Další zkoušky byly ohledně padáku – jeho kompatibilitě ke konstrukci, tepelná odolnost vůči výmetu rozbušky a jeho brzdící vlastnosti. Nejdříve jsme padák několikrát svrhli z výše budov, avšak asi jen 30 m nad zemí, což je pro simulaci přistání se závažím podstatně nízko. Rozhodli jsme se tak padák upevnit na RC letadlo, kde jej servo v námi stanovené výšce uvolnilo a spustilo s malým závažím. Sledovali jsme tak jeho sestupovou rychlost, okruh dopadu a rotaci. Padák byl tvořen z padákoviny o ploše 631 cm².



Zdroj: Vlastní fotografie

Systém i s padákem byl připraven včetně rakety. Zjednodušený diagram pyro-časovače:



Zdroj: Vlastní fotografie

Let číslo 2 – RM-2fp 19.05.2024

Tento pokusný let byl kompletním neúspěchem. Výmetná směs krátce po startu explodovala v trupu rakety a taktéž byl s ní zničena ne jenom raketa, ale i raketový motor. Jediné, co “přižilo“, byl padák, jelikož byl velmi důkladně chráněn proti tepelnou ochranou. Z celé sestavy se nezachovalo téměř nic.



Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

Let číslo 3 – RM-2fp 01.07.2024

Po zhruba dvou měsících nové výroby motoru a jedné připravené rakety s několika dalšími pozemními testy byl absolvován poslední, pokud otestování pyro-časovače za letu. Množství směsi se stále snižovalo, především kvůli bezpečnosti, aby v případě exploze byla raketa zachována nebyla kompletně zničena. Množství směsi však lze stanovit pomocí následujících vztahů:

Tlak, který bude působit na separovanou část konstrukce:

$$P = \frac{F}{\pi \times \left(\frac{D}{2}\right)^2}$$

Kde:

D...Je průměr trupu rakety

F...Je působená síla

Vztah pro množství rozbušky v komoře pro výmet směsi:

$$m = \frac{P \times V}{R_{zn+s} \times T \times g}$$

Kde:

P ... Je tlak působený na separovanou část konstrukce [Pa]

V ...Je objem komory, ve které se uvolní plyny směsi [m^3]

R_c ...Je plynová konstanta pro specifickou směs [$\frac{\text{m}}{\text{K}}$]

T ...Je teplota hořící směsi [K]



Zdroj: Vlastní fotografie

Raketa z neznámých důvodů při zapálení zápalnice explodovala na rampě – výmetná směs uvnitř trupu. Také se neočekávaně nezapálil raketový motor, takže určité kusy zůstaly na místě pohromadě. Po těchto několika zdoluhavých neúspěšných pokusech jsme se rozhodli navrhnout zcela odlišný, více bezpečný a dobře testovatelný elektrický systém. Pyrotechnika je problematická převážně v tom, jak je nebezpečná a že její testování vyžaduje i destruktivní zkoušky, což u elektroniky nemusíte brát v potaz (záleží jaký systém navrhujete).

Raketa RM-2fp tak byla odstavena a její konstrukce se lehce upravila pro nadcházející raketu, plánovaně bez opakovatelného použití čili bez záchranného systému uvnitř. Raketa RM-3 (*RocketMan – 3*).

Tato raketa byla násobně úspěšnější a absolvovala celkem 8 startů, kde pouze 2 byly neúspěšné. Zvýšení frekvence úspěšných letů raket přineslo spousty nových znalostí a okolností pro lepší a inovativnější konstrukci raket do budoucna.

Přehled startů raket RocketMan 2024 až 2025.

Raketa	Datum startu	Status
RM-ONE	10.01.2024	Neúspěch
RM-1u	25.02.2024	Neúspěch
RM-1u	03.03.2024	Neúspěch
RM-1u	10.03.2024	Částečná úspěšnost
RM-2	29.03.2024	Neúspěch
RM-2. Demo	30.03.2024	Úspěch
RM-2	31.03.2024	Neúspěch
RM-2.fp	06.05.2024	Úspěch
RM-2.fp	19.05.2024	Neúspěch
RM-2.fp	01.07.2024	Neúspěch

Raketa	Datum startu	Status
RM-3	20.07.2024	Úspěch
RM-3	22.07.2024	Úspěch
RM-3.exp	28.08.2024	Neúspěch
RM-3u	29.08.2024	Úspěch
RM-3u	01.09.2024	Úspěch
RM-3u	01.11.2024	Neúspěch
RM-3u	26.12.2024	Úspěch
RM-3u	08.03.2025	Úspěch

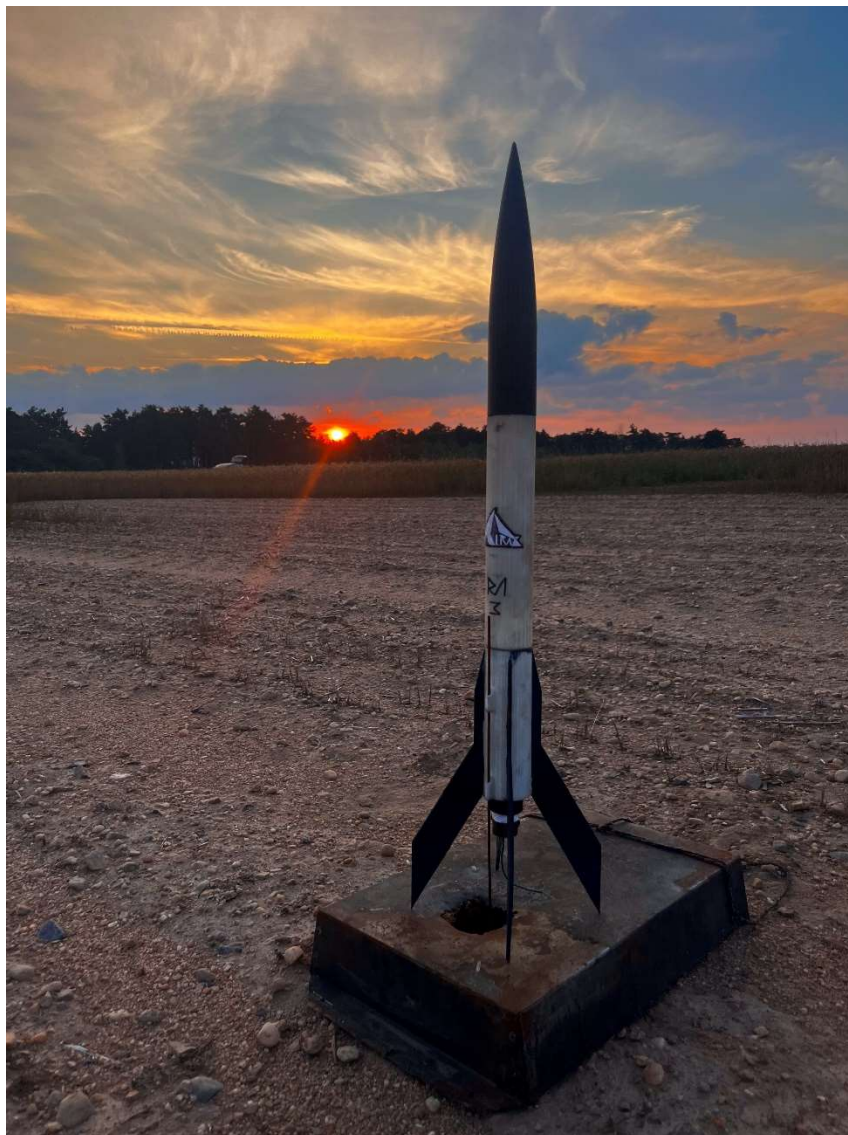
Jedna z hlavních motivací vytvoření verze bez systému záchrany bylo nejen zvýšit počet startů ale zkoušet různé aspekty na raketě, jako na příklad byly povrchové úpravy – leštění a vyhlazování materiálu. Konstrukční úpravy – nižší tisková hustota či změny v tloušťce stěn různých komponentů. Zbarvení raket – sledování viditelnosti při letu a volného pádu. Později taktéž separované lepené stabilizátory či různé experimentování s konstrukcí samotnou.

Avšak primárním aspektem bylo testování účinnosti různých pohonných hmot v motoru H-534P za letu raket. Z listů dokumentu jsme si popisovali vyvíjené TPH pro zlepšení výkonových schopností motoru, takže ve výsledku letů raket. To jak a jestli budou pohonné efektivní v letovém nasazení se mohlo demonstrovat právě u raket RM-3.

RM-3 tak byla podrobena těmto testům, kde jsme chtěli taktéž otestovat let s motorem nabitým směsí (Zn + S). Vzhledem k vývojovým problémům u této hmoty k tomu nikdy nedošlo, a tak jsem tuto část vývoje ani nezakomponoval do této práce.

Z letových znalostí, výsledků a sledování jsme tak mohli brát v potaz určité konstrukční změny. Mohli jsme lépe vycházet u nadcházejícího vývoje rakety RM-4, která z 90 % vychází z RM-3.

10. Raketa RocketMan-3

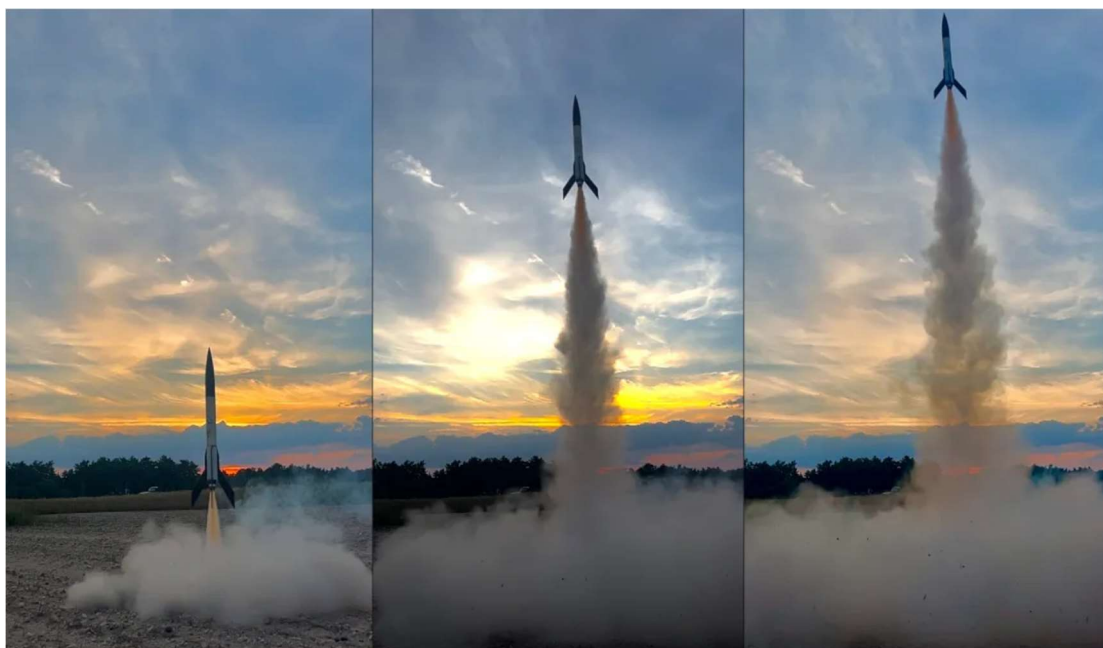


Zdroj: Vlastní fotografie

Parametry rakety:

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost ($v_{\max}$)
150 m	16 s	0,635 kg	H-534P (KNSUS) (BEX-3)	566 mm	193,3 km/h
Maximální akcelerace ($a_{\max}$)	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
102 m/s ²	753 mm	46 mm	52,22 N·s	2,97 cal	429 mm

Let číslo 1 – RM-3 20.07.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

Cílem prvního letu RM-3 bylo otestovat pohonnou hmotu (KNSUS), kvůli jejímu nadměrnému výkonu v raketovém motoru H-534P.

Po testem v projektu SOLIDERS se motor osvědčil jako flexibilní, takže bylo možné využívat různé typy pohonných hmot. Během letu motor pracoval správně a dostal raketu dle pozorování

do výšky okolo ~ 150 m nad povrchem. Raketa používala v přední kónické části uvnitř zátěž, která měla demonstrovat případný náklad, který vážil 247 gramů, jako maximální letová hmotnost. Maximální nákladová hmotnost je klíčový parametr pro účinný let rakety i přestože nese náklad. Tzv. „Thrust to Weight Ratio“ – je poměr mezi tahem motoru a celkovou hmotností nosiče.

Počítá se pomocí následujícího vztahu:

$$TWR = \frac{F}{g \times \sum m_i}$$

Kde:

F ... Je síla raketového motoru [N]

$\sum im$... Je součet všech hmotností nosiče (Motor, TPH, raketa, náklad) [kg]

TWR... Je bezrozměrná veličina udávající „kolikrát je tah vyšší, než hmotnost rakety“.

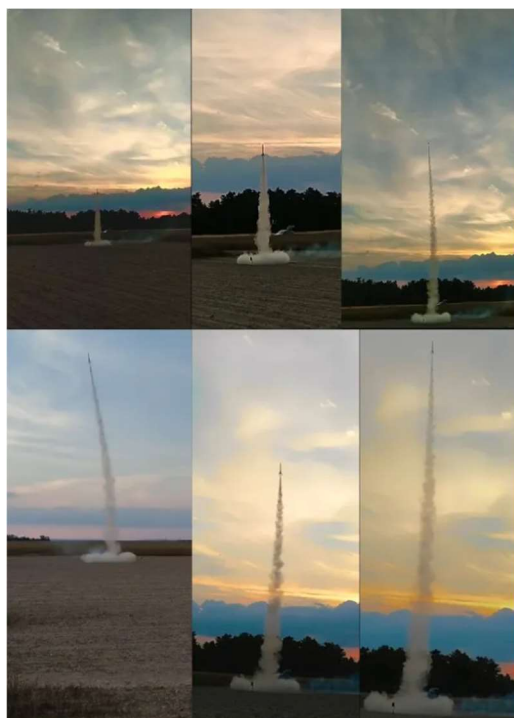
V případě RM-3:

$$\sum_{i=1}^4 m_i = m_{\text{náklad}} + m_{\text{TPH}} + m_{\text{motor}} + m_{\text{konstrukce}}$$

$$\sum_{i=1}^4 m_i = 0,924 \text{ kg}$$

$$TWR = \frac{95}{g \times 0,924} = 10,4$$

Fotodokumentace z letu.



Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

Po volném pádu rakety byla celá sestava kompletně (plánovaně) zničena. Motor se však povedlo zachovat.

Let číslo 2 – RM-3 22.07.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

Další start se zabýval testem letu RM-3 s TPH (BEX-3). Ta má vyšší specifický impuls než KNSU a KNSUS, avšak to není přímá záminka k navýšení apogea letu. Let byl taktéž úspěšný, raketa však dosáhla nižšího apogea než předtím, což bylo očekávané. Raketě se také velmi nepatrně zhoršila stabilita kvůli nižší akceleraci.



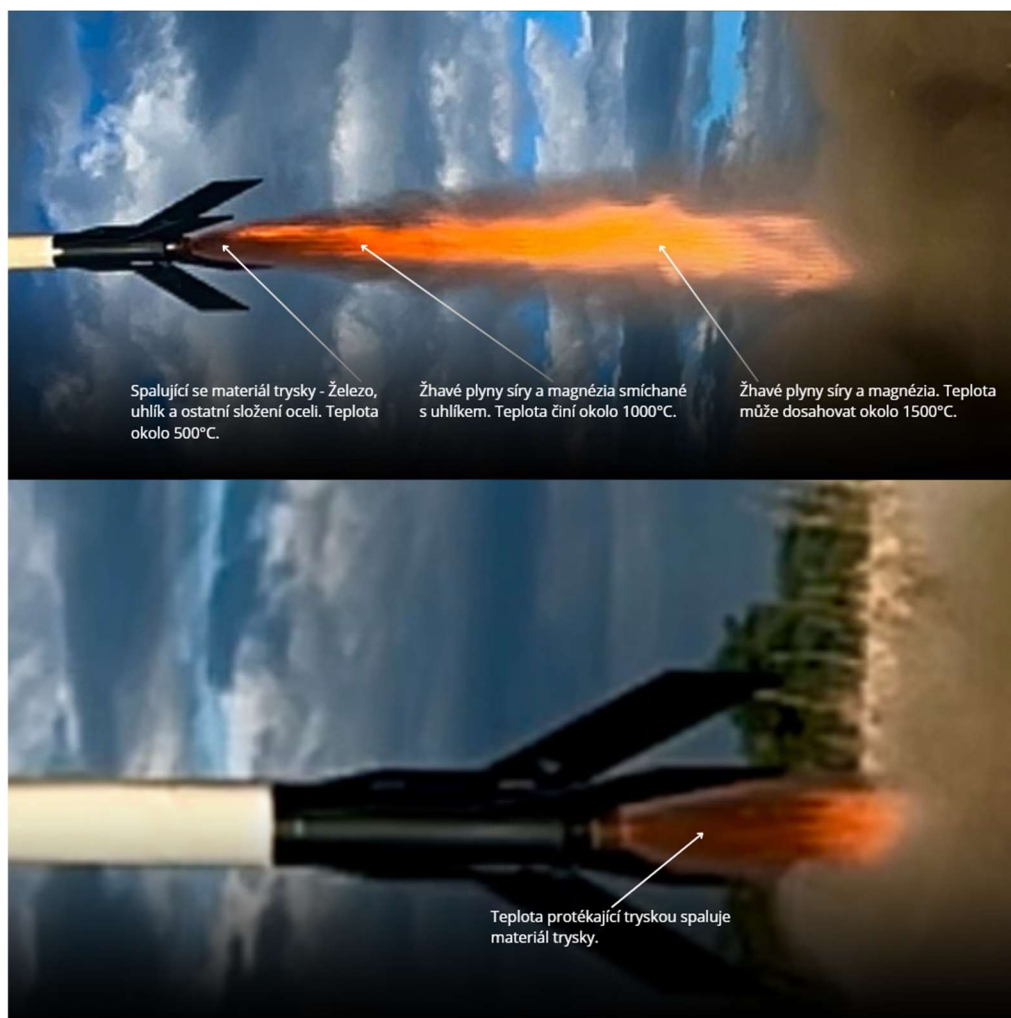
Zdroj: Vlastní fotografie

Při dopadu rakety na zem dochází k tomu, že se motor doslova protrhne přepážkou do přídě rakety.



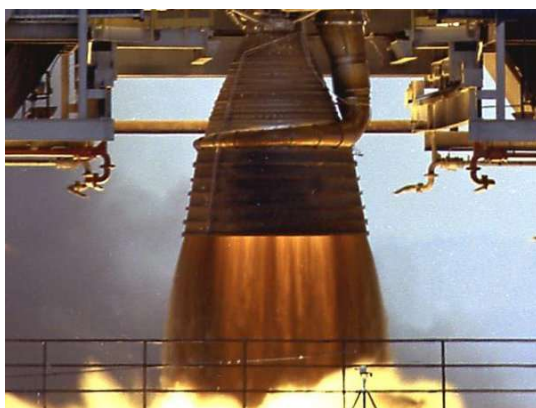
Zdroj: Vlastní fotografie

Z fotodokumentace ze startu lze pozorovat velmi jasný sloupec hořících plynů, který je velice zajímavý jeho celkovou strukturou.



Zdroj: Vlastní fotografie

BEX-3 dosahuje teploty ve spalovací komoře okolo 2 500 až 3 000°C. To je natolik vysoká teplota, že i při celkové době spalování okolo 1 s zvládne teplota spalovat samotný materiál trysky. Černý, relativně chladný sloupec, co pozorujeme hned za výtokovou částí trysky je spalující se ocel z hrdla a vtokové části trysky. Po rozebrání motoru po letu bylo možné sledovat velké geometrické změny na vtokové části trysky raketového motoru, kde byl zkrátka ubraný zžihavý materiál. Něco podobného bylo možné sledovat u startů raket Saturn V při spalování motorů Rocketdyne F-1, kde výfukové plyny měnily index lomu v důsledku rozdílnosti hustoty výfukových plynů unikajících z trysky a v okolí atmosféry. Velký faktor taktéž hrálo spalování sazí a “odpadních“ produktů v trysce. Viz. obrázek:

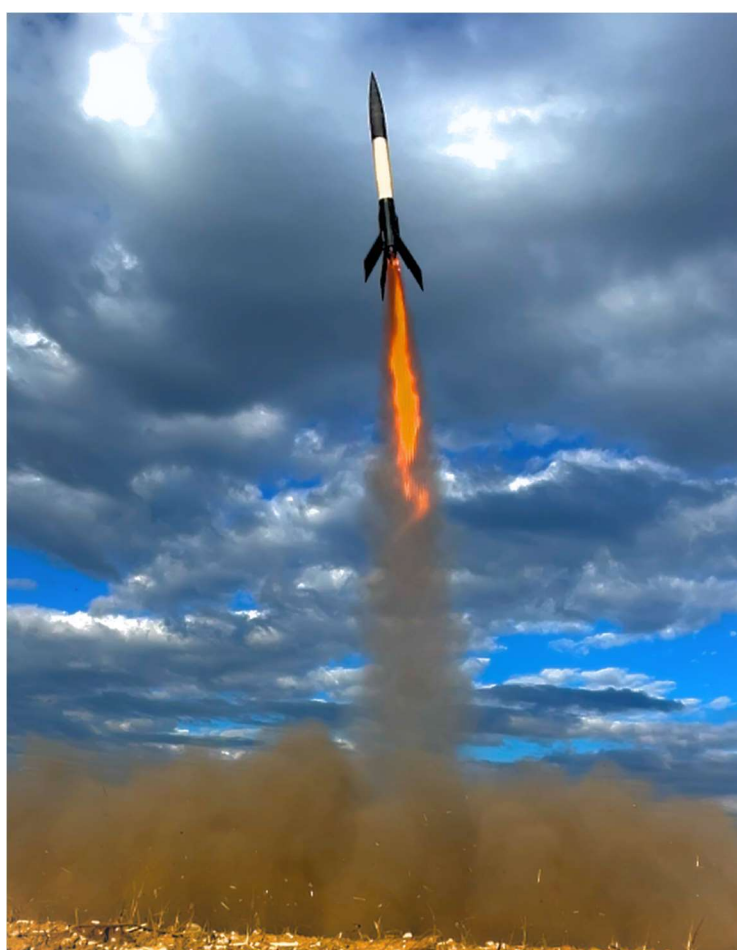


Zdroj: <https://www.quora.com/What-is-the-strange-dark-gas-layer-closest-to-the-exhaust-nozzle-on-NASAs-Saturn-V-Moon-launch-vehicles-first-stage-Rocketdyne-F-1-liquid-engines>

Fotodokumentace z letu.



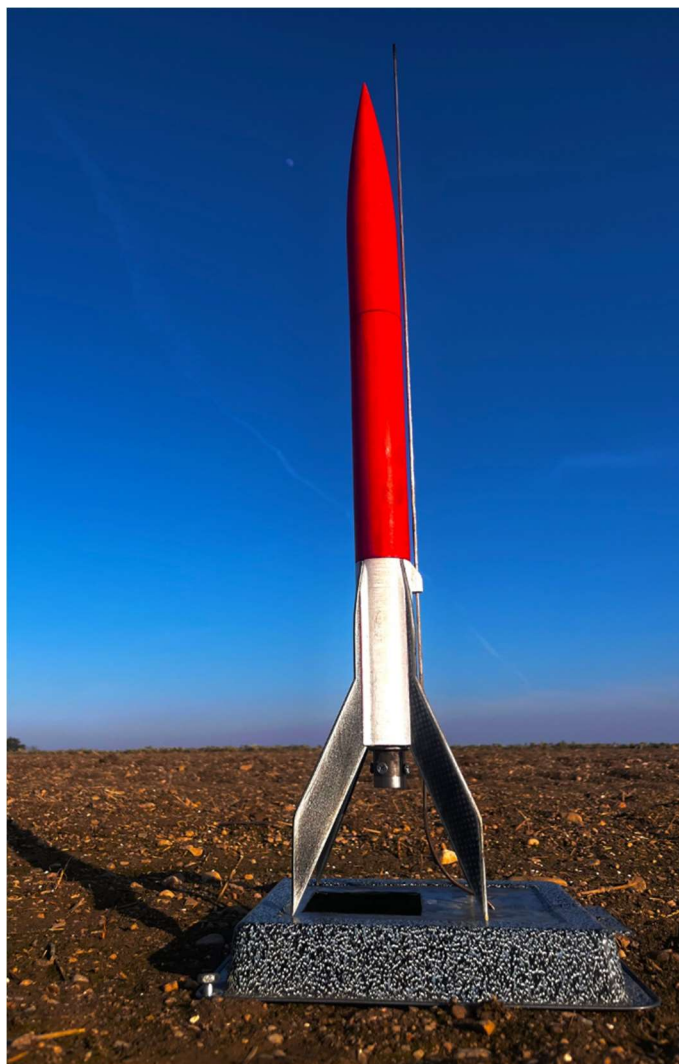
Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

11. Raketa RocketMan 3 ug (RM-3u)

Další úpravy byly ohledně snižování stability v rámci těžiště (úbytku hmotnosti) na úkor zvýšení rychlosti. Těmito malými úpravami se raketa však dostala mnohem výše než kdy předtím. Inovace je značena jako “u” – RM-3upgrade.

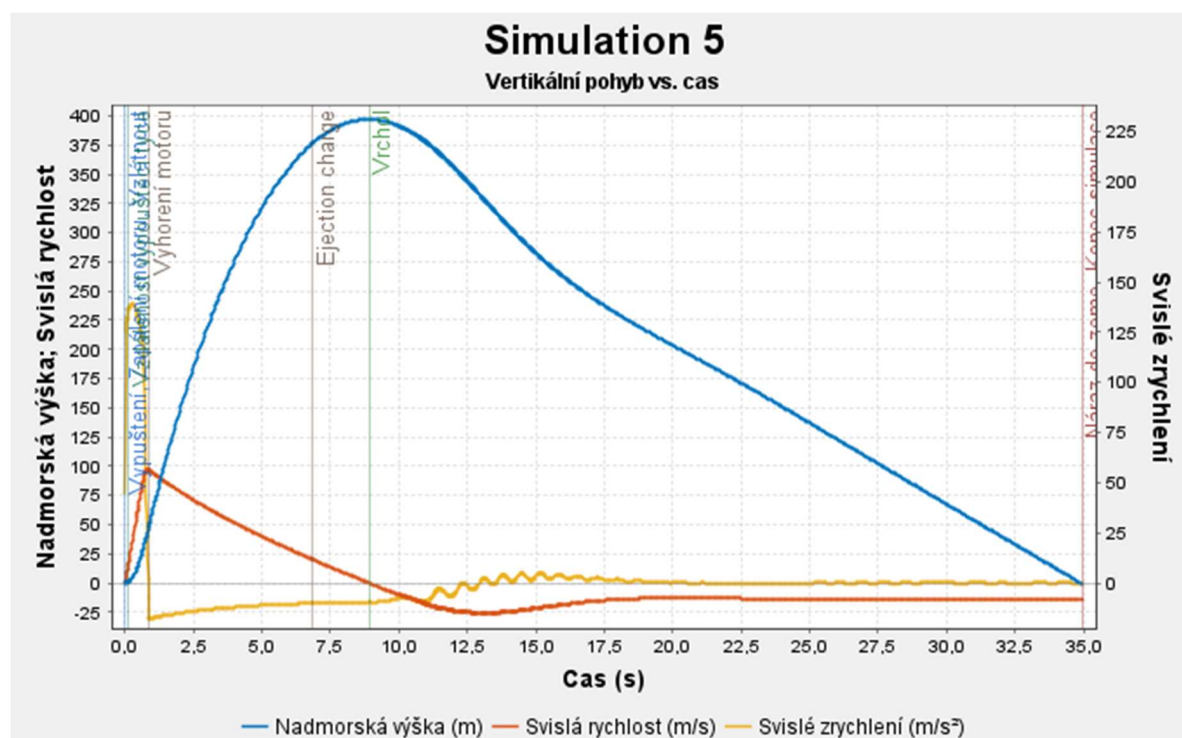


Zdroj: Vlastní fotografie

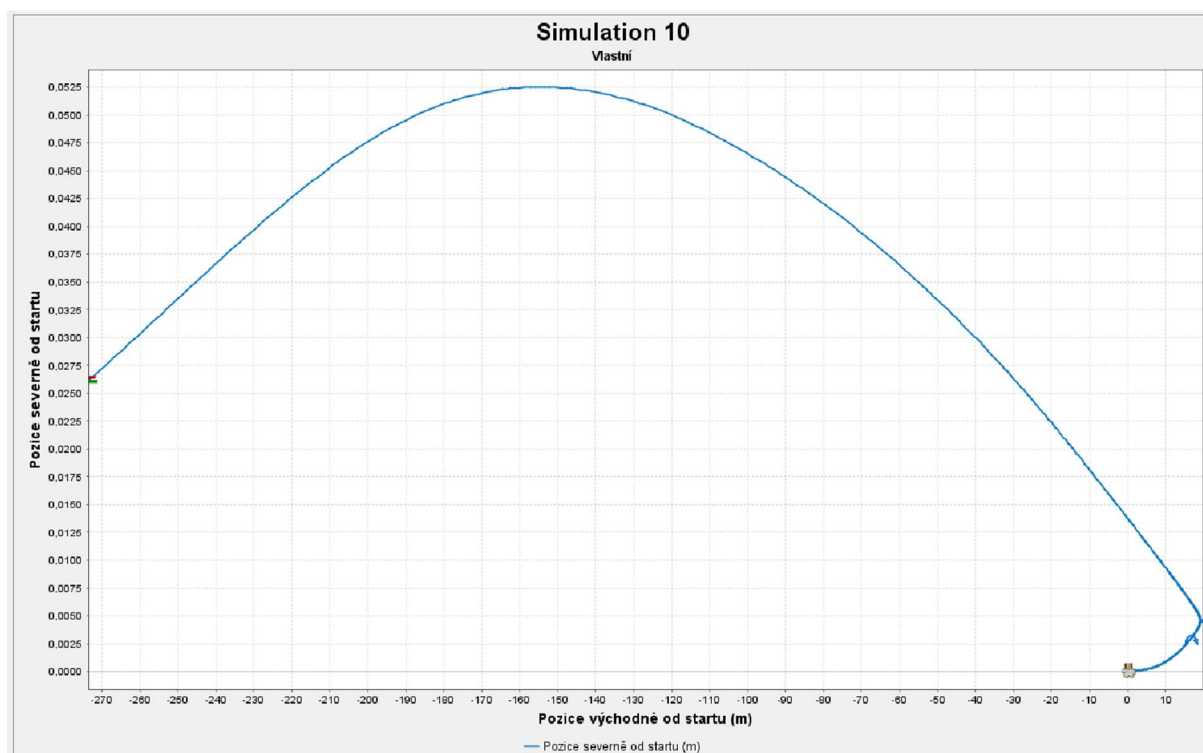
Parametry rakety:

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost (v_{max})
300 až 400m	35 s	0,435 kg	H-534P (KNSUS) (BEX-3)	566 mm	356,4 km/h
Maximální akcelerace (a_{max})	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
135 m/s^2	753 mm	46 mm	52,22 N·s	1,43 cal	500 mm

Graf letu RM-3u – Vývoj výšky, svislé rychlosti, akcelerace oproti času



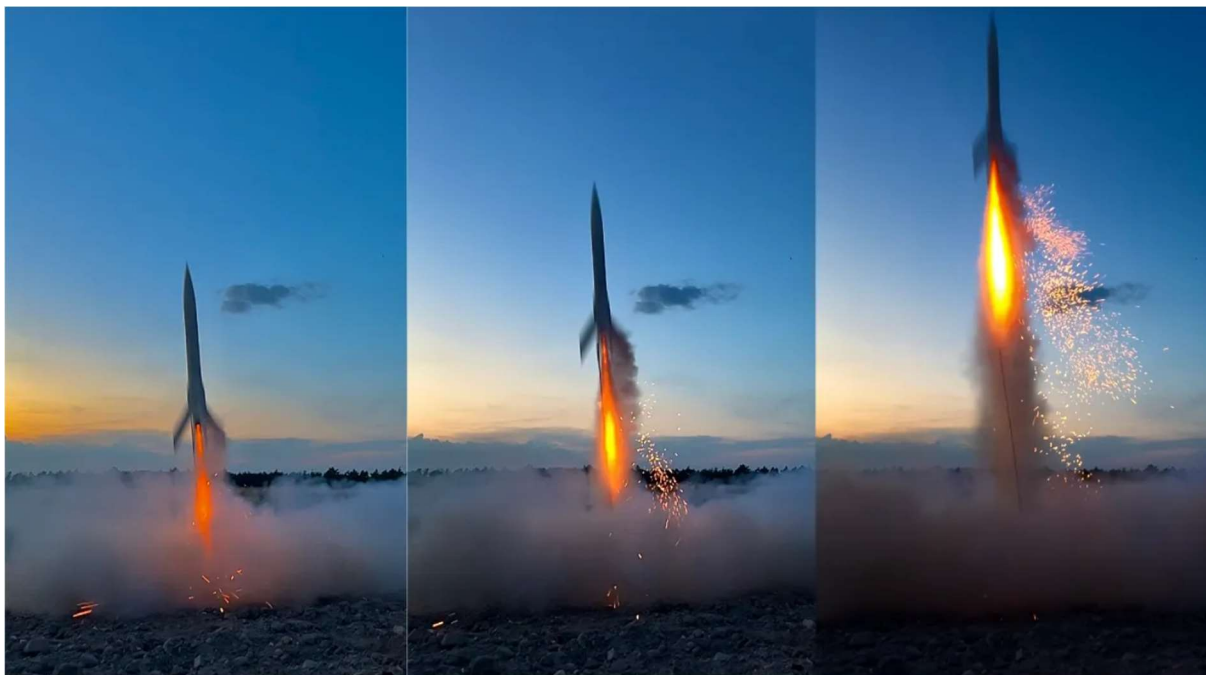
Graf pozice východně od startu v metrech



Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

Zajímavé je, že se program mýlil (pouze) o 11 metrů místa dopadu!

Let číslo 1 – RM-3u 29.08.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

Let rakety bez jakéhokoliv hmotného zátěží ukázal úžasné letové výsledky. Při extrémně rychlém stoupání se raketa pomalu ztrácela z optického dohledu při soumraku. Obecně se rakety takovýchto rozměrů ztrácejí při dosažení výškových hodnot od 300 až 450 m nad povrchem. Vzhledem k meteorologickým podmínkám během startu bylo nad obzorem kompletně jasno a atmosférická dohlednost byla okolo 40 km v daný čas. Vzdálenost od startovací rampy po dopadu činila 286 m. Raketa tak pravděpodobně (čistě z pozorování) dosáhla výšku nad 300 m nad povrchem. Ze simulací v programu OpenRocket a několika jednoduchých kalkulací se raketa mohla dostat až do neuvěřitelných 400 m. Díky pohonné hmotě KNSUS, se raketa mohla dostat o asi 80 m výše a kvůli odlehčení hmotnostního zátěží až o zhruba 200 m.

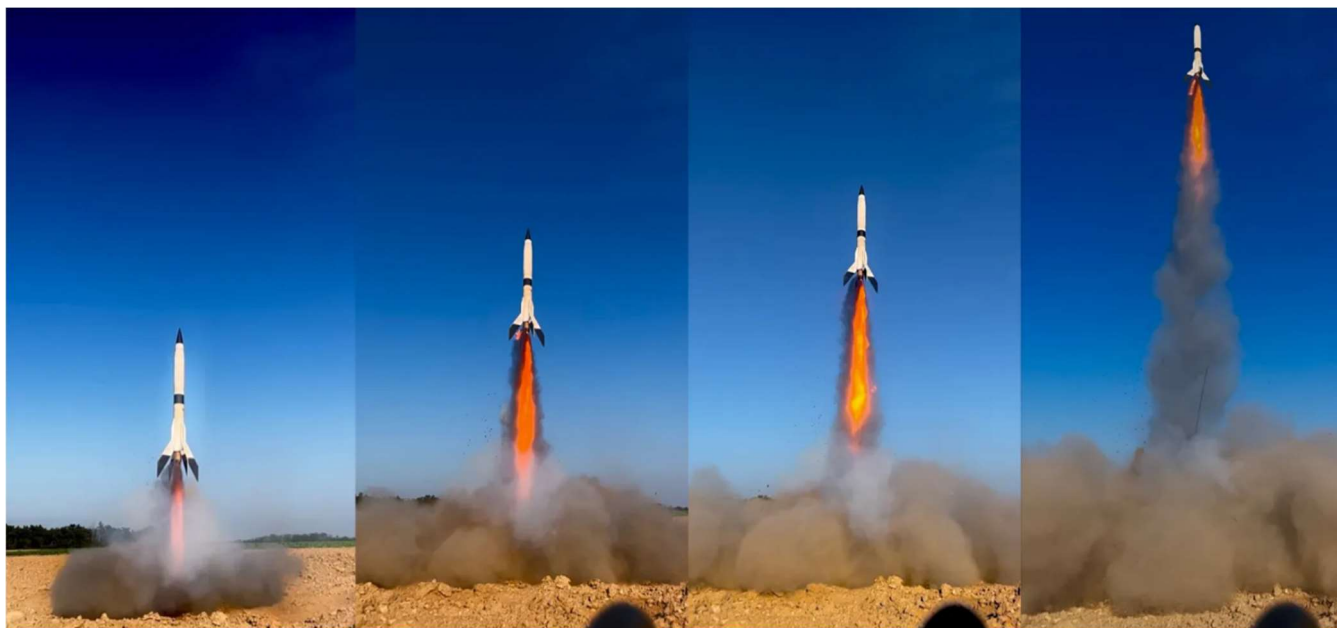
Po startovních záznamech bylo velice zajímavé sledovat výfukové plyny z raketového motoru, který vytvořil symetrické Machovy diamanty.

Fotografie porovnání „Shock diamonds“ během startu a během statického testu.



Zdroj: Vlastní fotografie

Let číslo 2 – RM-3u 01.09.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

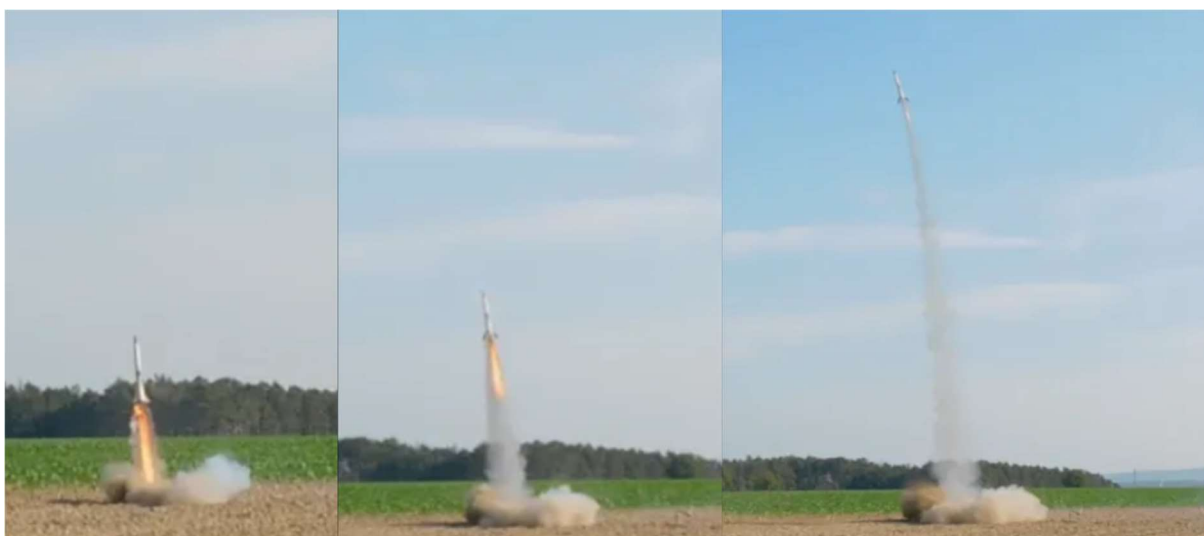
Další start byl podniknut s pohonnou látkou BEX-3, kde maximální výšku letu dosahovala raketa pravděpodobně 350 m. Zhruba o 50 m níže než předešlá raketa s pohonnou látkou KNSUS. Kvůli lepšímu zbarvení a také ideálnější meteorologickým podmínkám bylo možné raketu po celou dobu letu poměrně dobře sledovat. Raketa původně měla startovat v noci, kde bylo zájmem zjistit, jak dobře se bude sledovat raketa za “šera“. Byl však problém v zapalování motoru, a tak raketa startovala během následujícího jasného dne.

Fotografie vlevo – noční pokus o start. Fotografie vpravo – žhavý sloupec výfukových plynů dosahuje výšky až 1 m.



Zdroj: Vlastní fotografie

Fotodokumentace z letu:



Zdroj: Vlastní fotografie

Motor po extrémním nárazu z 350 m výšky prorazí motorovou přepážku a putuje až do kónusu.

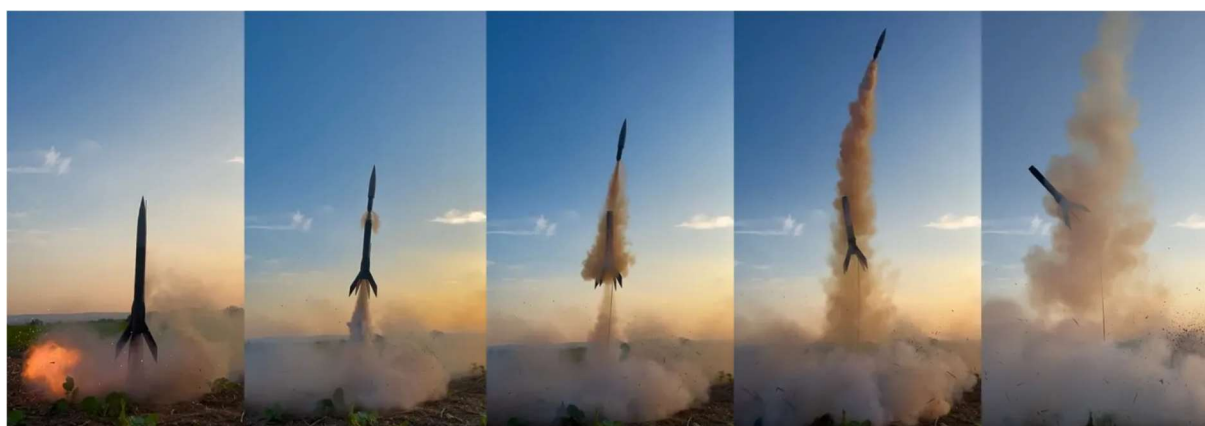


Zdroj: Vlastní fotografie

I přes extrémní náraz bylo možné použít znovu druhý segment rakety (trup).

Let číslo 3 – RM-3exp 28.08.2024

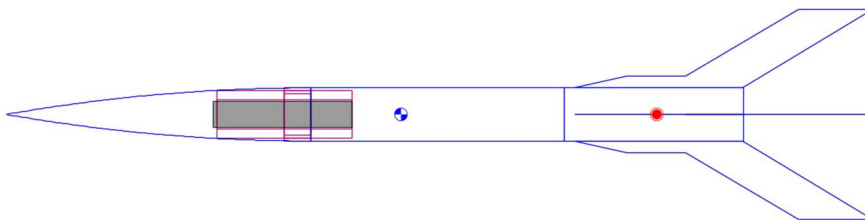
Speciální, avšak drobná úprava byla v umístění v motoru. Cílem bylo otestovat, zdali se zvýší stabilita rakety a bude dosahovat lepších letových výsledku. Raketa RM-3 “exp“ – (*experimentální*) měla umístěný raketový motor v přední části kónusu.



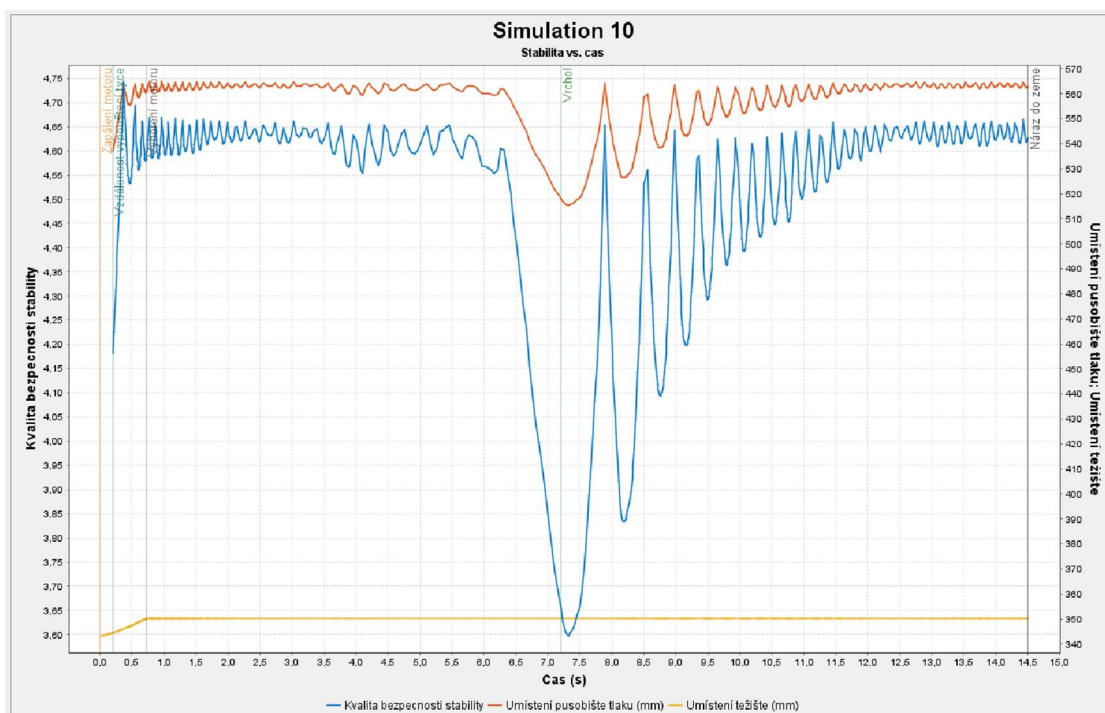
Zdroj: Vlastní fotografie

Tento koncept kombinuje prvek tzv. mechanické stability a snaží se ignorovat aerodynamickou stabilitu. Tento systém, jak zde už bylo zmíněno se používá často u

pyrotechnických raket, jako jednoduchý a velmi efektivní. U RM-3exp mělo jít o zkoušku, jestli stabilita ~ 5 cal. bude tak vysoká, že by mohla ovlivnit apogium či dopadovou kružnici rakety.



Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket



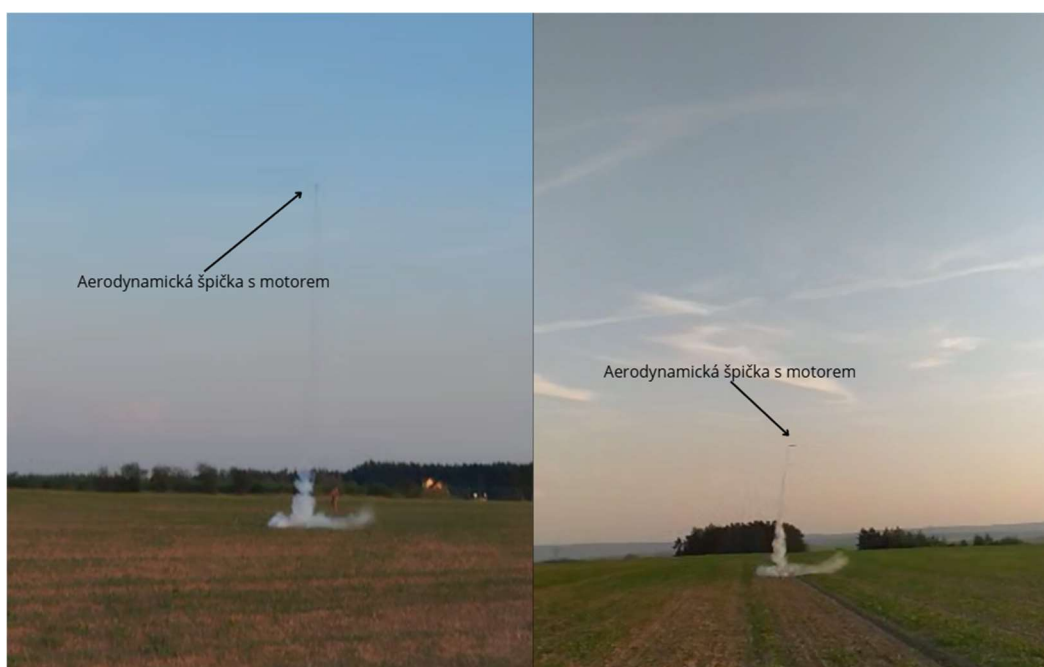
Graf stability rakety v [cal.] oproti času

Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

U startu došlo k problému ve spoji mezi kónusem, ve kterém byl upevněn raketový motor a druhým segmentem (trupem) rakety. Spoj nebyl dostatečně silný a raketový motor svojí akcelerací “vytrhl” kónus od trupu a letěl samostatně.



Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

Let číslo 5 – RM-3u 26.12.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

U této rakety bylo speciální, že používala separátní stabilizátory. U předešlých RM-3 byly stabilizátory tištěny s prvním segmentem v jednom kuse. Tato inovace měla paradoxně vytvořit větší pevnost, jelikož stabilizátory jsou lepeny epoxidovou pryskyřicí do drážek na prvním segmentu rakety. Tyto stabilizátory byly i zajímavé svým materiálem. Na rozdíl od klasického PLA se použila PLA + CF (“Carbon Fiber“). Do tohoto filamentu je přidáno jako aditivum 20 % z celkové hmoty filamentu uhlíková vlákna, která vytváří větší pevnost v ohybu a při nárazech. Po dopadnutí rakety se ale stále lámala. U raket se záchranným systémem by však tento materiál mohl být opravdu vhodný. Ze zkušeností výrobního procesu, zkoušek a letu budeme tento materiál používat na dalších raketách, opakovatelně použitelných.



Zdroj: Vlastní fotografie

Opracování materiálu se od klasického PLA příliš neliší. Jeho tepelná odolnost je však poměrně o dost vyšší. Vyhlazování povrchu pod vodou a následné leštění pomocí leštící pasty dostane díly do stavu asi 3 až 2 μm drsnosti povrchu. Hladkost povrchu je velmi klíčová pro výškové lety. Pokud je raketa subsonická a cílem je optimalizovat raketu maximálně aerodynamicky, pak by měli být každé komponenty důkladně vyleštěny, ideálně tzv. „zrcadlově“. Tento fakt přináší zisk několika desítek metrů na víc.

Let číslo 4 – RM-3u 01.11.224



Zdroj: Vlastní fotografie

Při startu došlo k potížím s těsněním motoru ve spojích mezi tryskou a spalovací komorou. Raketový motor ale dosáhl úctyhodné odolnosti 8 zážehů. Jak během letů, tak i statických zkoušek. Raketa byla zničena destabilizací.

Let číslo 6 – RM-3u 08.03.2025

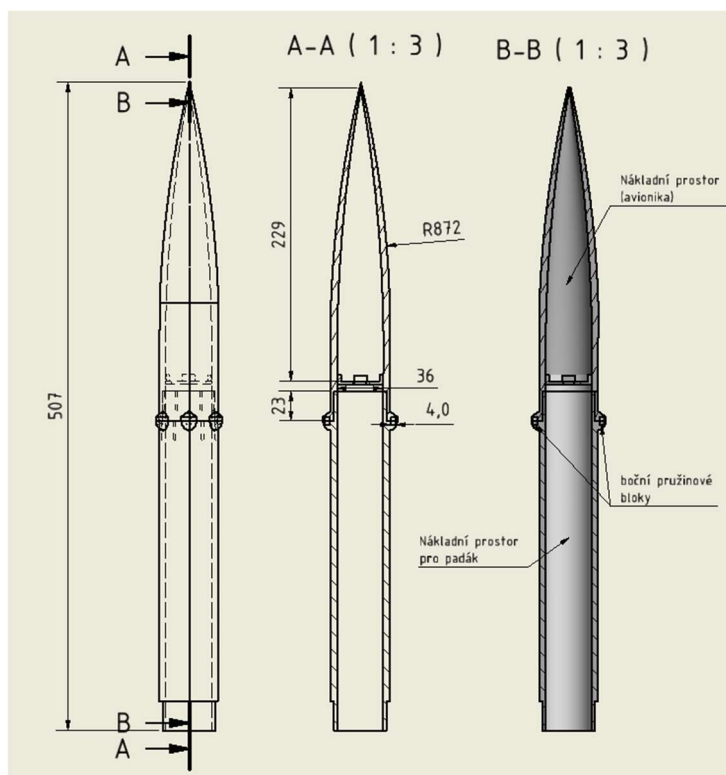


Zdroj: Vlastní fotografie

Tento den jsme se pokusily o start dvou raket. RM-4 a RM-3u, kde oba byly kompletně úspěšné. Apogeum letu dosahovalo asi 380 m nad povrchem. Tato barevná konfigurace je asi zatím pro sledovatelnost tou nejvhodnější, jelikož na rozdíl od minulých startů, kde se raketa ztrácí ze zorného pole, bylo možné nosič sledovat po celou dobu.

Během letů RM-3 jsme stále pracovali na návratovém systému této rakety. RM-3 prošla několika konstrukčními změnami které vedli k nové raketě „RocketMan-4“ (RM-4). Tato raketa používala tzv. tandemový design kónusu a trupu. Ten je prakticky typický pro protitankové střely, v našem případě tato změna geometrie trupu s kónusem hrála roli kompatibility pro avioniku. Konstrukční úprava byla designovaná tak, aby zcela aerodynamicky nenarušovala účinnost letu rakety. Původní plán byl jednoduchý pružinový systém disponující 6 pružinami kolem obvodu rakety se speciální konstrukcí. Servomotor uvnitř kónusu měl být v první poloze blokován pákou s horním trupem, a tak držet konstrukci pohromadě. Jakmile se páka otočila, pružiny by servomotor spojen s kónusem “vystřelily“. Tím by se tak uvolnil padák.

Elektronický záchranný systém



Zdroj: Vlastní screenshot z programu Inventor DWG

Systém měl však po praktických zkouškách problémy v nedostatečném odpružení samotných pružin.

Fotografie demonstrátoru s testovacími servo motory.



Zdroj: Vlastní fotografie

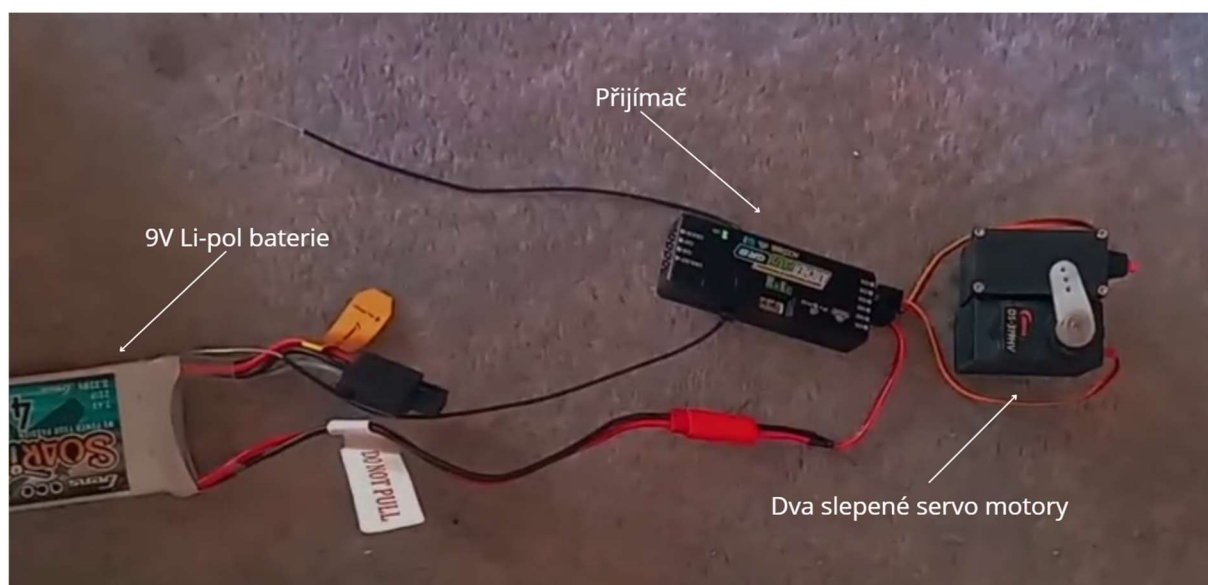
Navrhl se tak nový systém. Ten měl používat dvě proti sobě ležící serva, která byla uchována lepeným spojem v tandemové části horního trupu. Páky těchto servomotorů se měly vysunout těsně po dosažení apogea letu a opírat se o plochy upevněné v kónusu rakety. Tím by tak zabránily zpětnému vrácení aerodynamické špičky do trupu, takže je jistota, že se padák opravdu uvolní.

Opírací plochy vyrobené z překližky v horním tandemovém trupu rakety.



Zdroj: Vlastní fotografie

Avionika RM-4 – Základní letová elektronika



Zdroj: Vlastní fotografie

Letovou elektroniku jsme zamýšleli tak, aby byla její hmotnost a cena co nejnižší, vzhledem k možnému tvrdému přistání rakety. Také jsme chtěli v budoucnosti škálovat naše možnosti v měření různých dat skrze přijímač. U přijímače je možné mít zapojeno více čidel pro měření různých hodnot.

Testování systému po zapojení avioniky.



Zdroj: Vlastní fotografie

Systém fungoval velmi dobře. Bylo velmi obtížné namodelovat přesnou geometrii tak, aby se servomotory přesně vešli do krytů.

Avionika RM-4

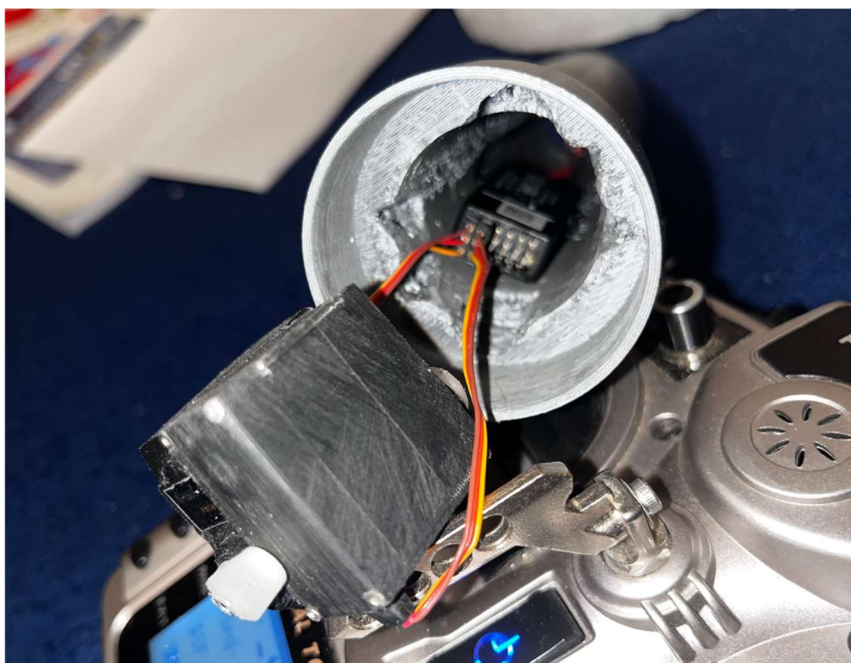
Avionika, kterou využívá Raketa RM-4, je využívána pouze k ovládání návratového systému. Systém se skládá ze 2 servomotorů, přijímače a baterie. Serva Jsou použity od značky Corona DS- 319HV.

FrSky Archer Plus GR8 funguje na frekvenci 2,4GHz, který jsme spárovali s již vlastněnou vysílací stanicí Taranis X9D plus 2019.

Vysílačka a tento přijímač mají již zabudovanou telemetrii, pomocí které můžeme měřit výšku. Tím se vyhneme další hmotnosti kvůli potřebě výškoměru.

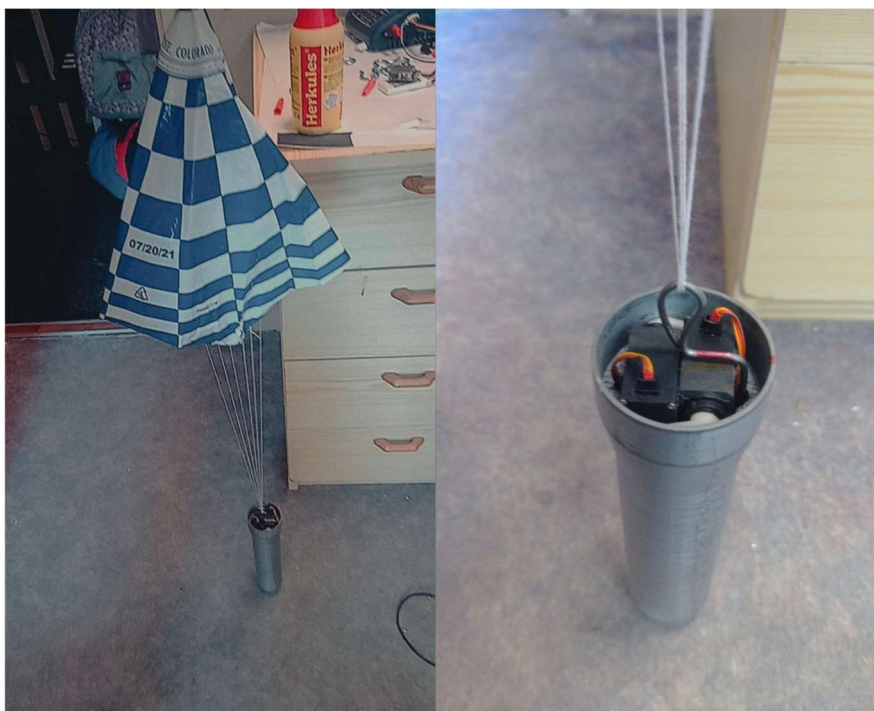
Baterie – Celek je napájen 2 článkovou baterií o velikosti 400mAH. Jmenovité napětí je 7,2V při maximálním nabití je 8,4V

Elektronika byla vsazena do trupu a před letem zalepena lepeným spojem. Pochopitelně kromě baterie.



Zdroj: Vlastní fotografie

Zapojení padáku s ocelovým háčkem společně s avionikou den před startem.

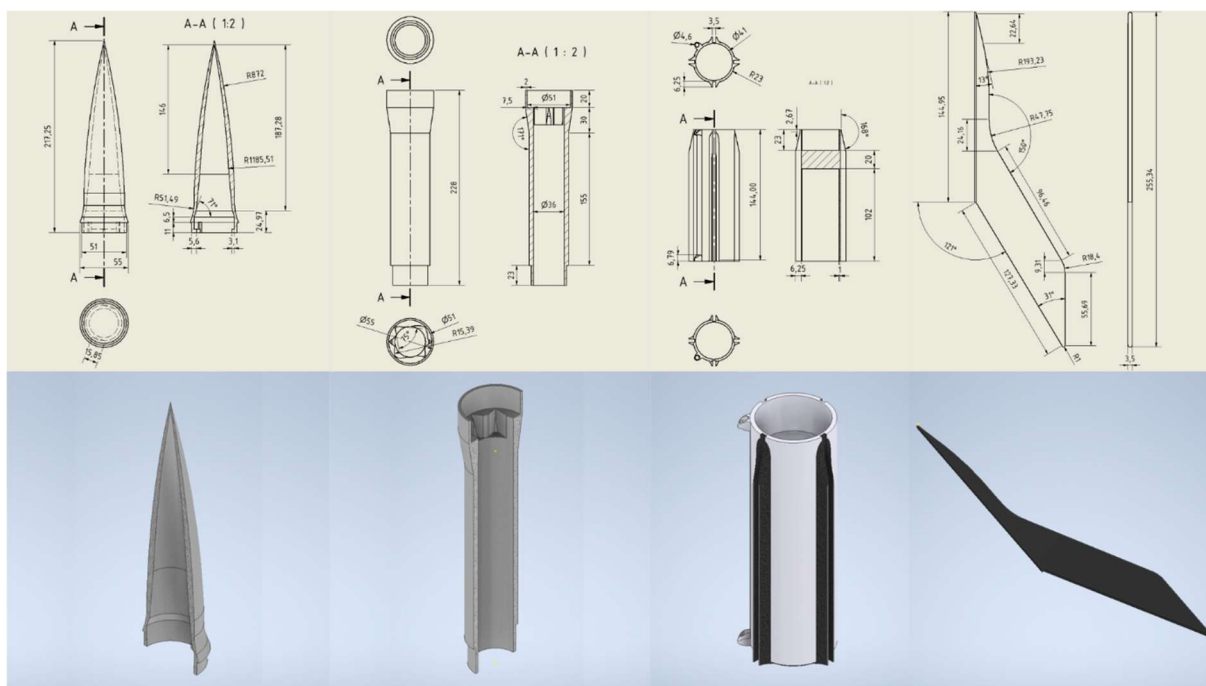


Zdroj: Vlastní fotografie

Po spousty úpravách jsme taktéž zakoupili kruhový PVC padák o průměru 380 mm. V našem případě měla raketa odolat do dopadové rychlosti blížíící se k 50 km/h. Sestupující rychlost rakety byla kalkulována na 46,7 km/h. Hmotnost padáku činila 9 gramů.

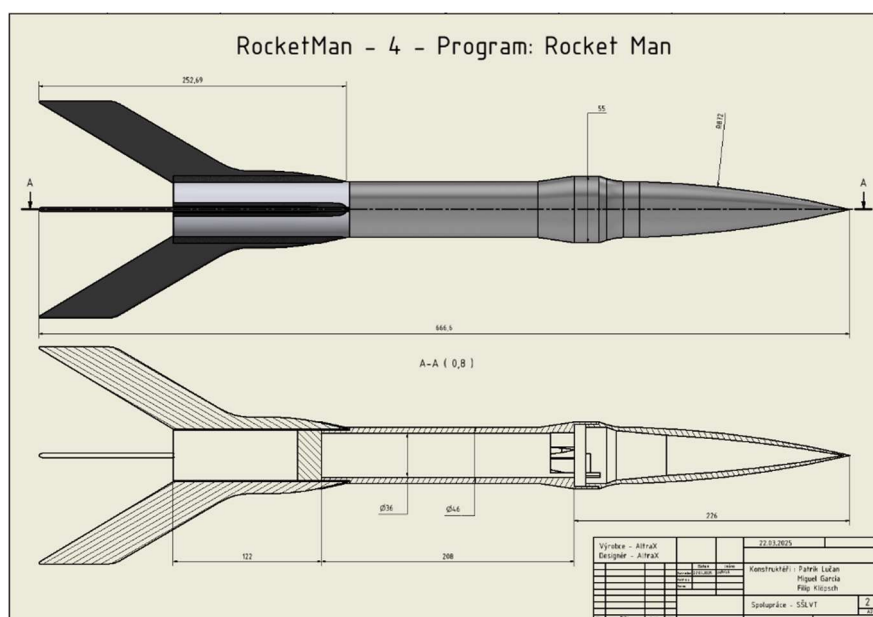
12. Raketa RM-4 – RocketMan-4

Výkresy základních parametrů komponent RM-4



Zdroj: Vlastní screenshot z programu Inventor DWG

Výkres finálního designu rakety RM-4 – Kompletně 3D tištěná raketa vybavena s avionikou a motorem H-53 4P.



Zdroj: Vlastní screenshot z programu Inventor DWG



Zdroj: Vlastní fotografie

Parametry rakety:

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost (v_{max})
131 m	50 s	0,695 kg	H-534P (KNSU)	529 mm	190,3 km/h
Maximální akcelerace (a_{max})	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)

94,4 m/s ²	719 mm	32,5 mm	52,22 N·s	1,99 cal	422 mm
-----------------------	--------	---------	-----------	----------	--------

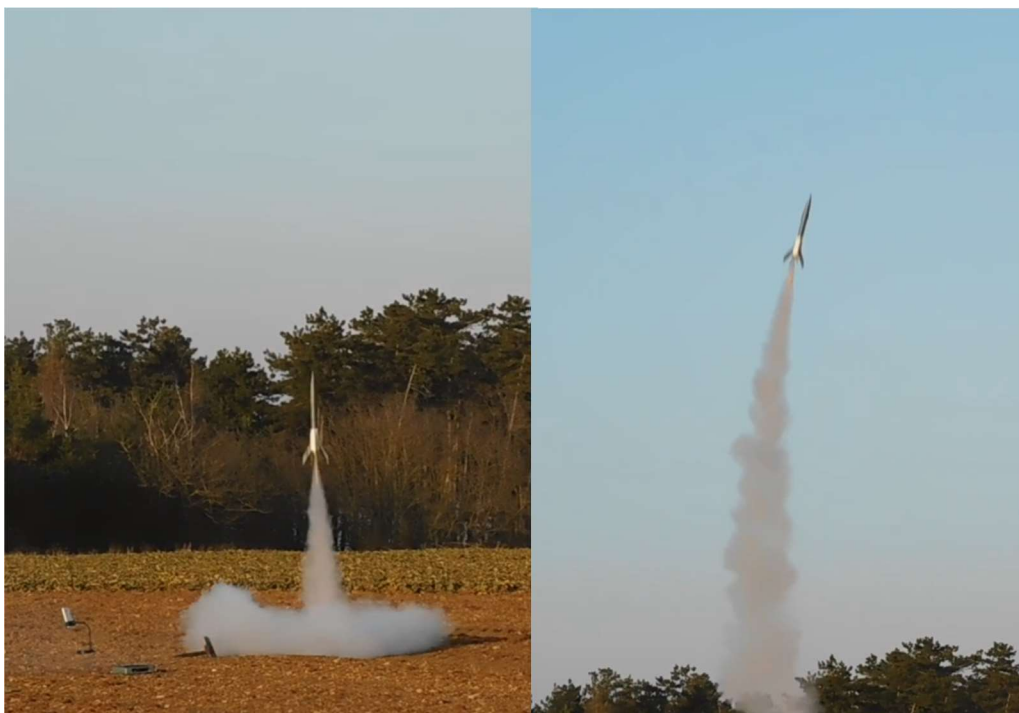
Let číslo 1 – RM-4 08.03.2024



Zdroj: Vlastní fotografie

Na prvním letovém testu RM-4 se vše povedlo, jak mělo. Raketa úspěšně odstartovala a dostala se do maximální výšky 128,84m.

Výška a vertikální rychlost se měřili pomocí avioniky uvnitř rakety. Maximální dosažená rychlost dosáhla 190,3km/h, což se lišilo od simulací pouhých 11,3 km/h. Program OpenRocket je opravdu poměrně přesný na predikci parametrů a balistických aspektů letů raket. Motor zde používal pohonnou látku KNSUS jako u předešlých letů RM-3, která se velice osvědčila. Ten stejný den také startovala právě také raketa RM-3, což pravděpodobně vzhledem k úspěšnosti RM-4 byla také poslední.



Zdroj: Vlastní fotografie

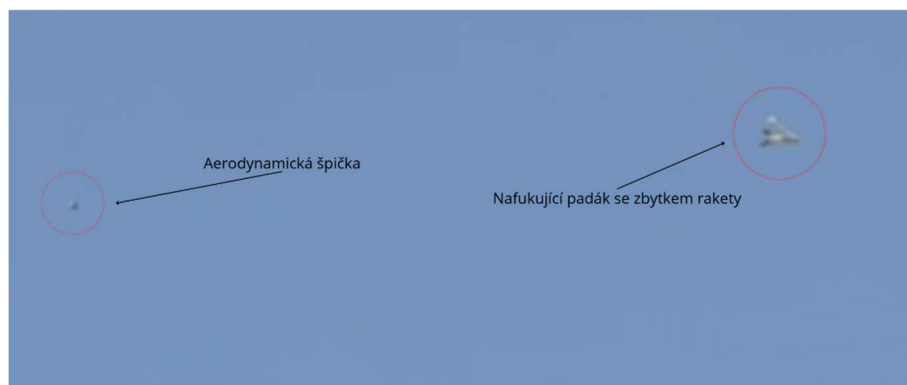
Zvláštní byla akcelerace rakety. Ta byla poměrně mírná, raketa se “odlepovala“ od rampy poměrně pomalu, kde se postupně více urychlovala. Stabilita rakety se kvůli faktoru neočekávaně nižší akcelerace mírně zhoršila, ale stále letěla správně. Také je zajímavé, že predikovaná výška programu OpenRocket se nelišila ani o jeden metr, rozdílnost byla pouze 4 desetiny metru! Dráha napříč nižší očekávanou akcelerací byla stále téměř dokonale parabolická a raketu bylo možné velmi dobře sledovat. Vypuštění padáku kvůli viditelnosti nebyl problém a separování kónusu bylo tak dobře načasováno.

Bližší záběr RM-4 i s Měsícem!



Zdroj: Vlastní fotografie

Po 9 sekundách letu jsme spustili příkaz k aktivaci servomotorů. Tím pak byla odpojena aerodynamická špička.



Zdroj: Vlastní fotografie

Po 21 sekundách raketa úspěšně přistála na zem. Jediný stabilizátor ze čtyř byl zlomen a celý zbytek rakety se zachoval, který jsme ostatně připravovali na její další start.



Zdroj: Vlastní fotografie

Návratová sestava pohromadě po přistání RM-4.



Zdroj: Vlastní fotografie



Zdroj: Vlastní fotografie

Kromě nepřipevněného (plánovaně) aerodynamického kónusu byla celá sestava včetně padáku připravena k dalšímu startu.

Let číslo 2 – RM-4 17.04.2024

Otestování samotné rakety a systému byl velmi klíčový pro vývoj dalších raket, kde se systém u rakety ArapeX bude inspirovat právě tímto mechanismem. Raketa byla následně sestavena dohromady a pokusila se o již druhý let. Ten byl velice zajímavý, jelikož raketa startovala v podmínkách silného větru, kde jsme chtěli sledovat chování letu rakety tak i jejího přistání, zjistit tedy jaké jsou limity pro lety raket. RM-4 je poměrně těžkou raketou, takže na rozdíl od jiných konvenčních raket jsou na ní větrné vlivy poměrně nižší. Raketa však zaznamenala dvě zajímavé “anomálie“. Při letu do apogea neměla pravděpodobně kvůli silnému větru, asi 20 km/h tendenci zatáčet. Celou dobu letu byla ve vertikální poloze, což se bohužel nepovedlo zachytit na záběr. Po vysazení dvoj-kusového kónusu se vyhodil padák. Ten se však kvůli silným nárazům větru a deformaci nepovedlo padák nafouknout, a tak raketa sestupovala rychlostí asi 60 km/h. Tím se tak celý nosič zničil.



Zdroj: Vlastní fotografie

Raketa používala stejnou geometrii aerodynamického kónusu, avšak kónus byl vyroben jako dvě poloviny. Touto změnou kónusu ubyla lehce hmotnost, ale hlavně se špička mnohem lépe separuje od trupu, což se osvědčilo.



Velkým překvapením byla ale dosažená výška. Doposud nám není jasné proč, ale raketa dosáhla apogea dráhy 252,5m nad zemí, což je jednou takový výškový limit, kterého RM-4 dosáhla v předešlém letu a také který byl kalkulován. Avšak jde o pozitivní chybu.

Program RocketMan se stal pilířem a vlajkovou lodí našeho týmu, který sehrával a bude sehrávat velkou roli v programu REA.

Budoucí předpoklady o těchto raketách je pokračování ve zvýšené kadenci startů raket RM-4 a nahrazení jimi raket RM-3.

Do budoucna bude i RM-4 inovovaná tak, aby mohla nést více nákladu a určité přístroje pro měření, zajímavých dat.

13. Projekt EVEREST



Zdroj: Vlastní screenshot z programu OpenRocket

Projekt rakety Everest je individuální raketou programu, kompletně vyvíjenou námi pro lepší letové a výkonové výsledky. Tato raketa má za úkol v budoucnosti měřit data v podstatně vyšších výškách, než je tomu u raket RocketMan. Tyto cenné informace jsou na příklad – teplota ovzduší, atmosférický tlak, nebo vlhkost. Tyto senzory včetně základního (výkonového) aviatického vybavení mohli být koncipované jako “sonda”. Raketa je tvořena tak, aby byla škálovatelná, takže se dále držíme “řemesla” 3D tisku jako primární výroby. Raketa obsahuje samozřejmě několika nových, experimentálních prvků jako je na příklad prstencový stabilizátor, profil statických stabilizátorů, jehlanový kónus nebo taktéž materiální a motorické změny.

Pro raketu je vyvíjený speciální motor pod sub-projektem „REActs“ – (Odkaz na program REA a slovo „reacts“ – reaguje). V tomto projektu taktéž vyvíjím nové pohonné hmoty pro nadcházející raketu ArapeX a další raketové pokročilé motory.

Opakovatelná použitelnost tedy záchrana nosiče je klíčová nejen pro ekonomičnost, ale také hlavně bezpečnost, jelikož se jedná o výkonnější nosič. Systém záchrany je taktéž novým aspektem, kde se pokoušíme vyvíjet vlastní elektro-pyrotechnický systém vyhození padáku.

Raketa Everest je odvozena od raket RM-2 a teoretických návrhů a kalkulací od raket REA-10 a REA-100. Před dosažením hlavního cíle – *Everest Heavy*, jsme podrobili vývojovou verzi rakety – *Everest EV7*, dvou letům, aby naše data o funkčnosti a chování konstrukce byla maximálně přesná.

Původní plány

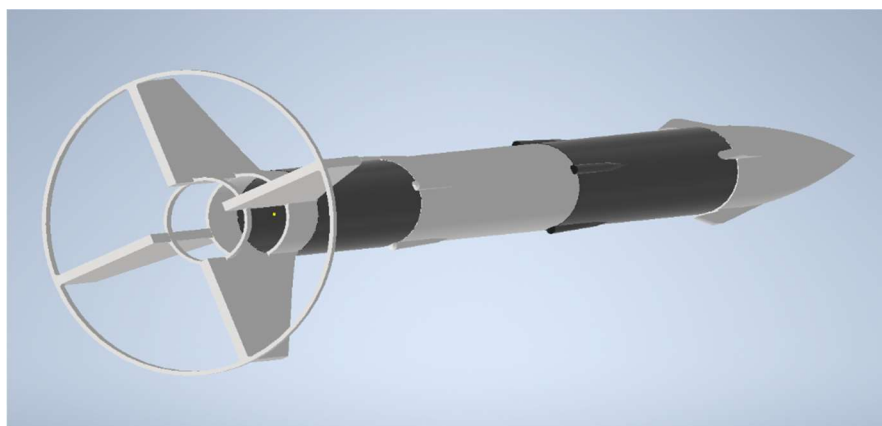
Raketa měla původně apelovat jako nejvyšší vyvinutý nosič Altrax, s nízkým počtem letů. Původně měla tzv. REA – 10 být přestavbou pro REA – 100 (super raketu), která měla mít velmi podobné konstrukční prvky. Jde o podobný myšlenkový koncept jako v programu Apollo, kde se při vývoji rakety Saturn V, vyvinuly menší nosiče Saturn I a Saturn IB jako vývojové demonstrátory.

Koncept rakety REA - 100



Zdroj: Screenshot z Autodesk Inventor

Koncept rakety REA - 10



Zdroj: Screenshot z Autodesk Inventor

Rozhodnutí o zahájení vývoje se opět odložilo kvůli změnám závislosti na projektu ArapeX. Jelikož byl koncept super rakety odložen na neurčito, byla i myšlenka „před vývojové rakety“ zavrhnuta.

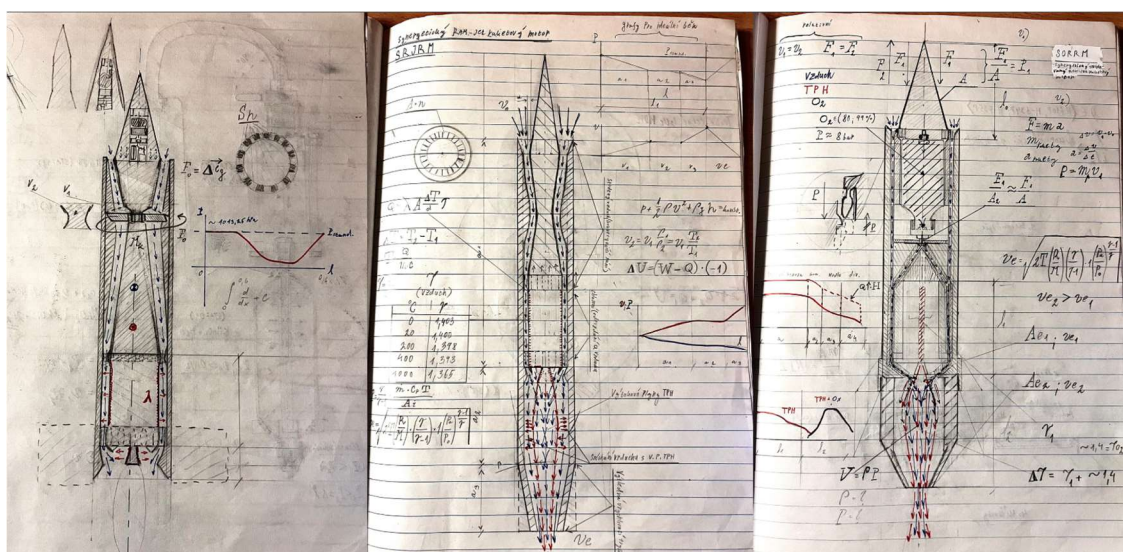
Jeden ze základních technických aspektů této rakety, na kterém jsem apeloval, byl tzv. prstencový stabilizátor. Jde o hybridní stabilizátor, jelikož kombinuje konstrukci klasických statických stabilizačních „ploutví“ a prstence.

Tento design je více komplexnější a dostupná data nejsou zdaleka tak bohatá na jeho design, jako je to u klasických stabilizátorů. Obecně jsou experimentální a letová data poměrně omezena neobvyklostí tohoto typu stabilizačního prvku. Obecně však tento stabilizátor funguje jako klasické stabilizátory, avšak s tou výjimkou, že pokud je délka plochy prstence vyšší, tím více se posouvá (CP) dopředu rakety. To je většinou poměrně nežádoucí, a tak se spíše volí tenčí design. Úkor stability na aerodynamickém odporu je znatelnější. „Ring fin“ design je poměrně odporový ale slouží jako alternativní stabilizační prvek, který taktéž vytváří vyšší pevnost mezi stabilizátory. Při přímém dopadu na zád' rakety je tak konstrukce stabilnější a pevnější.

Po odložení na neurčito tohoto konceptu byl vytvořen jiný (teoretický návrh), který tento prvek neuvažoval.

Přichází tak další koncept, a to mnohem technicky komplexnějšího modelu, který vznikl jako zajímavá, popularizační práce. Za nedlouho byl však zrušen také.

SORRM – Synergetický Oxidovaný Raketový Ram-jet Motor



Zdroj: Vlastní fotografie

Koncept se postupně vyvíjel až na tzv. Odstředivý fyzikální mechanismus ke spuštění aktivní oxidace hnací primární hmoty pomocí stlačeného plynného okysličovadla (kyslíku). Výtokové plyny z motoru stále obsahují poměrně dost množství tepla, toto teplo by teoreticky mohlo jít zužítkovat pomocí oxidace externího okysličovadla.

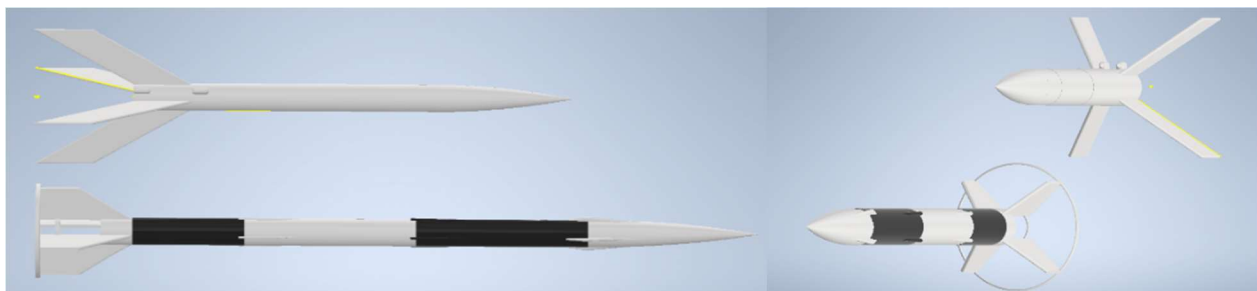
14. Everest EV7

Popisovaná raketa na začátku dokumentu – Everest EV7 se dostala do pokročilé vývojové fáze.

Hlavní důvod byla motivace z letu RM-2 Demo. Byl to jediný kompletně úspěšný let rakety RocketMan 2. Raketa zde disponovala raketovým motorem D-12 a díky němu vyšplhala spolehlivě nad 100 m. Post analýza ukazuje, že je možné, že se raketa dostala nad 250 m nad povrchem.

Raketa letěla stabilně, její konstrukce byla jednoduchá a lehká. Koncept REA-10 jsem tak uvažoval, že by mohl být sloučen, právě s touto (bohužel) neúspěšně ukončenou raketou, ze které však máme počáteční data. Pomocí těchto základních nashromážděných dat se tak vývoj mohl urychlit.

Raketa Everest tak kombinuje základní jednoduchou a lehkou, kompatibilní, výrobně flexibilní konstrukci z RM-2 a konceptu REA-10.



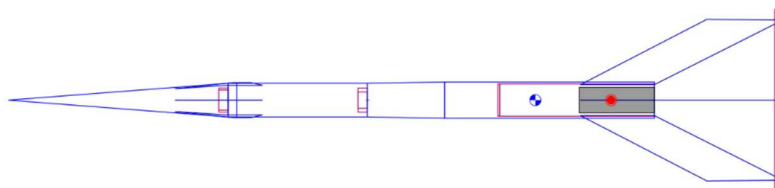
Zdroj: Screenshot z Autodesk Inventor

Finální design Everest EV7

Finální design rakety pojednával o kombinaci různých experimentálních prvků s již využitými prvky. Zanechal se průměr trupu, materiál, nebo geometrie stabilizátorů jako u RM-2. Název Everest EV7 (číslo “7” odkazuje na zaokrouhlenou délku v decimetrech). EV7 je vývojovým demonstrátorem, takže raketa měla být na výrobu rychlá a jednoduchá, proto byla výhradně tvořena materiálem PLA. Systém vyhození padáku byl klasický, čistě pyrotechnický systém pomocí konvenčního kupovaného raketového motoru Estes D12-7, motor, který byl použit právě u RM-2 Demo.

Everest B
 Délka 723 mm, max. průměr 34 mm
 Hmotnost bez motoru 0,197 kg
 Hmotnost s motory 0,24 kg

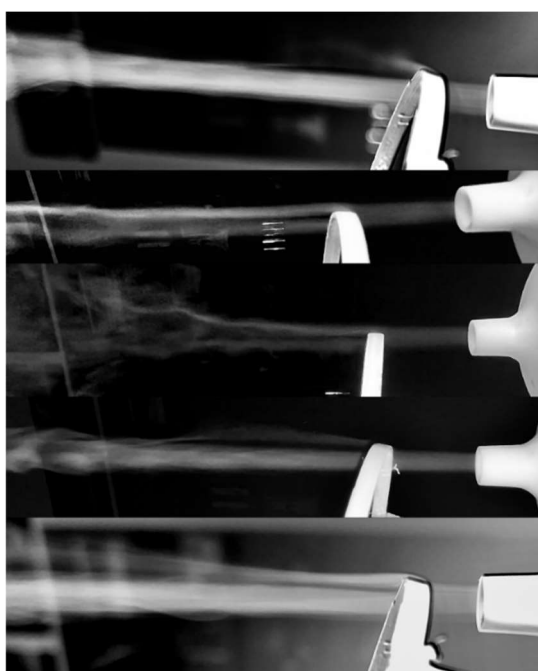
Stabilita 2,08 cal / 9,79 %
 Težnice 432 mm
 Centrum tlaku 553 mm
 v MMS_003



Vrchol 177 m
 Max. rychlost 54,7 m/s (Mach 0,161)
 Max. akcelerace 115 m/s²

Zdroj: Screenshot z programu Openrocket

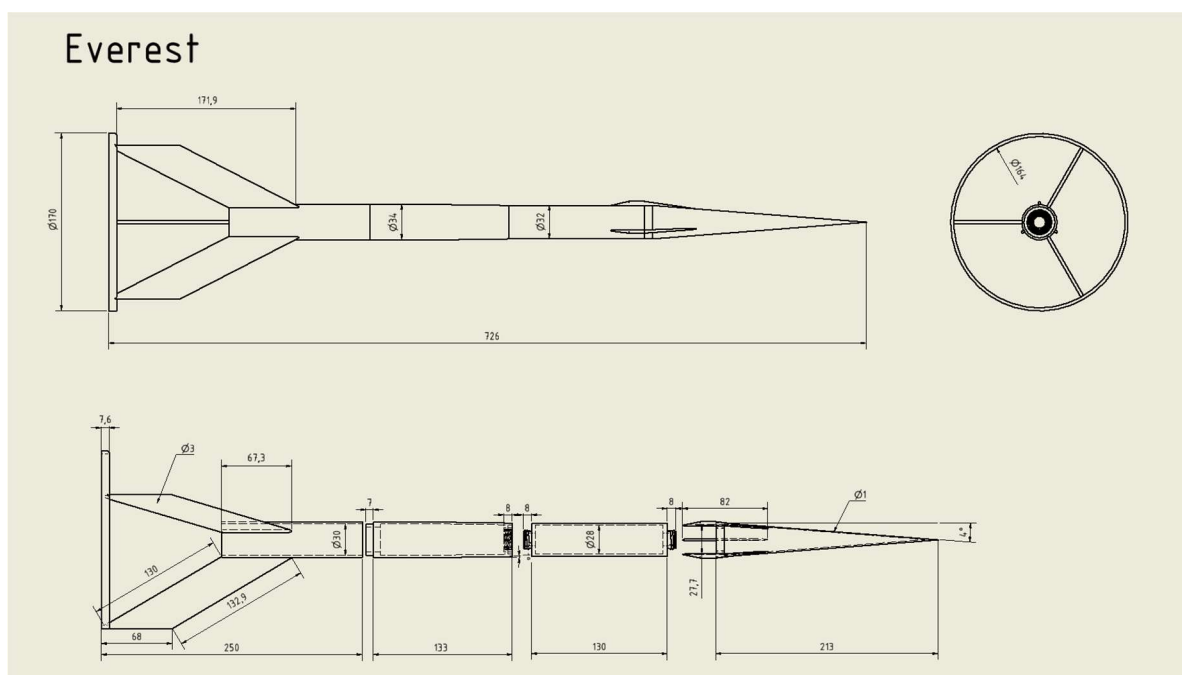
První kus byl vytisknut vcelku v měřítku 1:3. Sloužil pro sledování obtékání vlhčeného vzduchu kolem konstrukce prstencového stabilizátoru.



Zdroj: Vlastní fotografie

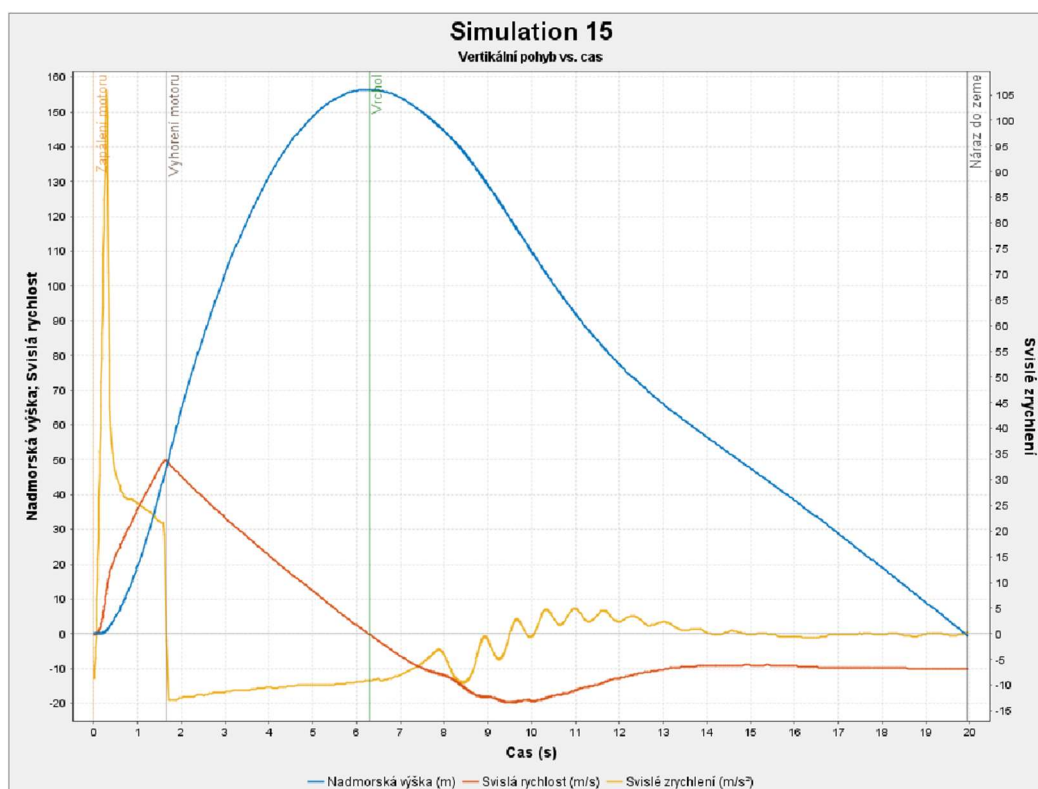
Snímky toku vlhčeného zviditelněného vzduchu obtékající stabilizátor. Cílem bylo zjistit jak moc laminárně či turbulentně bude vzduch chovat při obtékání této atypické konstrukce. Jak lze na obrázcích vidět, tak proudění je poměrně laminární a při stabilizačních zkouškách celé sestavy se raketa chovala více stabilněji, než ukazovali modely v OpenRocket.

Výkres finální konstrukce Everest EV7



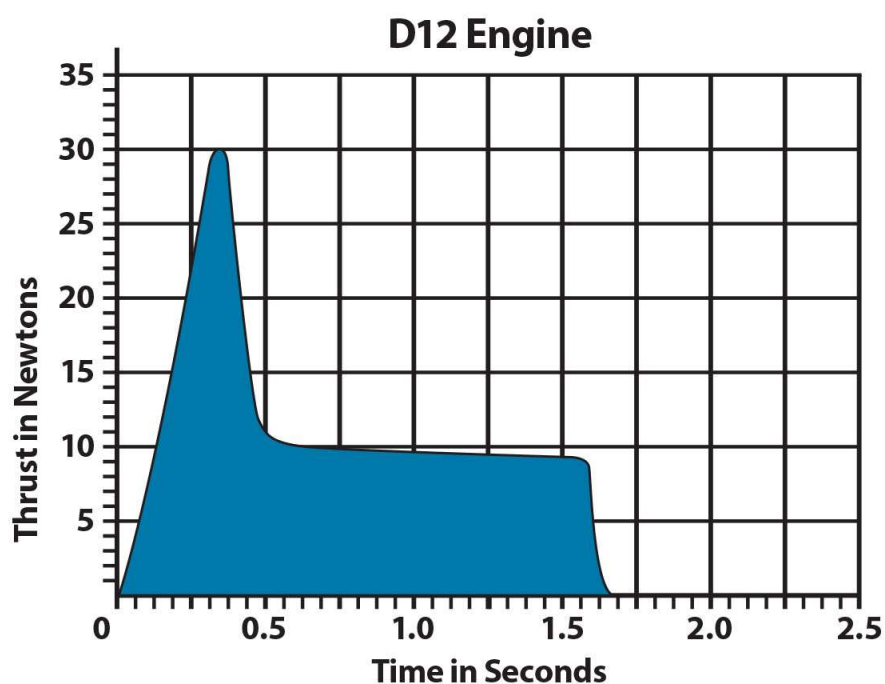
Zdroj: 10.02.2025 – Technická dokumentace provedena v Autodesk DWG 2021

Letový graf – Závislost nadmořské výšky, svislé rychlosti a akceleraci oproti času.



Zdroj: Screenshot z programu Openrocket

Tyto parametry platí pro let s motorem Estes D12-7.



Zdroj: <https://estesrockets.com/products/d12-5-engines>

Konvenční kupovaný raketový motor od společnosti Estes.



Zdroj: <https://estesrockets.com/products/d12-5-engines>

Everest EV7



Zdroj: Vlastní fotografie

Parametry rakety

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost (v_{max})
156m	17 s	0,215 kg	D12-7	561 mm	180 km/h
Maximální akcelerace (a_{max})	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
106 m/s^2	722 mm	34 mm	16,8 N·s	2,54 cal	475 mm

Stavba a sestavení celé rakety



Zdroj: Vlastní fotografie

Fotografie ze statického testování stability plného nosiče



Zdroj: Vlastní fotografie

Raketa vykazovala lepší stabilizační schopnosti i při nižších rychlostech, než ukazovala data ze samotného programu. Prstencový stabilizátor tak funguje perfektně.

Let číslo 1 – Everest EV7 23.03.2025



Zdroj: Vlastní fotografie

První start této atypické konstrukce byl nad očekávání úspěšný. Raketa letěla velmi stabilně bez větších výkyvů navzdory její nízké hmotnosti a velké aerodynamické ploše konstrukce. Samotný motor aktivoval rozbušku ve správný čas, avšak problém byl v tepelné ochraně padáku. Pro padáky se často používá tepelná ochrana – speciální papír či pěnová zátka a jiné. V tomto případě horké plyny ze střelného prachu uškvařili padák a nepovedlo se jej rozevřít.

Soubor snímků při zážehu výmetné směsi pro vyhození padáku



Zdroj: Vlastní fotografie

Raketa však přes poměrně měkký dopad byla celá pohromadě. Bylo tak možné ji po lehkých úpravách opět připravit pro druhý start.

Let číslo 1 – Everest EV7 17.04.2025

Poslední start této rakety rozhodl že máme dostatek dat o chování tohoto designu, což byl záměr. Bohužel se však ani jednou nepovedlo raketu zachránit, a tak se spoléháme na naši vlastní, těžší, výkonnější, zkrátka lepší variantu.



Zdroj: Vlastní fotografie

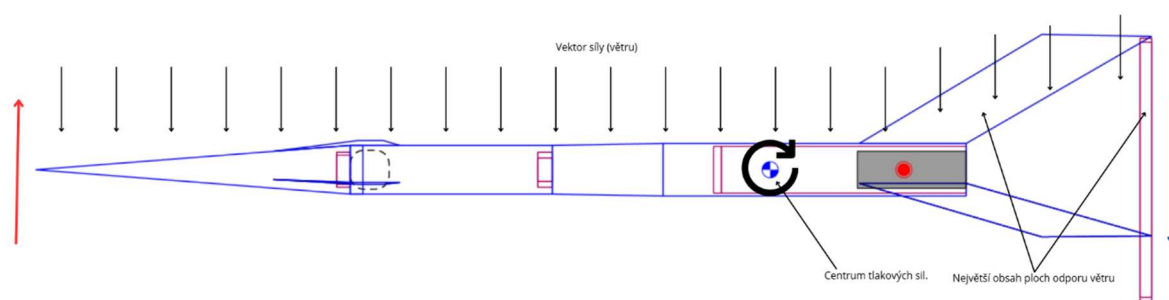
Tento den jsme se pokusili odpálit celkem dvě rakety. RM-4 a Everest EV7. EV7 opět odstartovala správně a při startu nebyli zvláštní problémy. Důležité je zmínit, že raketa startovala za poměrně drsného počasí, a to v rychlosti větru až 20 km/h. Chtěli jsme zkrátka zjistit, jak si takto lehká raketa poradí s enormní (na lety raket) rychlostí větru. Co bylo velmi zajímavé sledovat během letu, bylo to, že raketu “neodvlál“ vítr tím směrem kudy proudil, ale veškeré aerodynamické síly se sečetly okolo centra tlaku a vytvořili kroutivý moment, který raketu paradoxně otočil proti směru proudění větru. Bohužel byla chyba v motoru, respektive v rozbušce, která se aktivovala pozdě a nestačila vypustit padák. Raketa však byla zničena. Jak bylo ale zmíněno, tak jsme dosáhli dat, která jsme potřebovali, a to jsou výhradně ta, že vzhledem ke stabilitě a účinnosti konstrukce je tento konstrukční design vhodný pro uplatnění u Everest Heavy.

Fotodokumentace z letu



Zdroj: Vlastní fotografie

Zjednodušená ilustrace chování rakety během letu za vysoké rychlosti větru



Zdroj: Vlastní fotografie

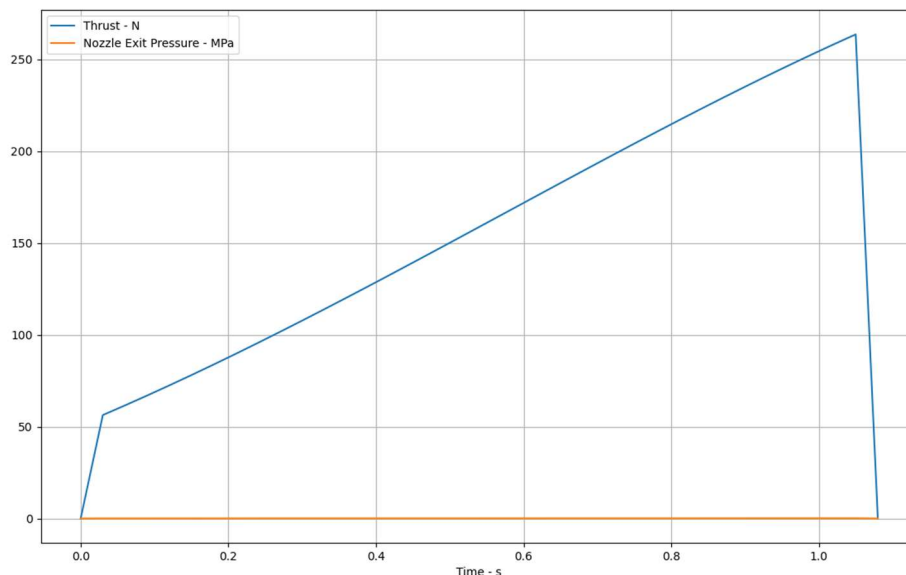
15. Vývoj raketového motoru na tuhé pohonné hmoty – H-540P

Vývoj rakety Everest Heavy si nese rozsáhlý program několika splnění různých technických aspektů, jako je na příklad raketový motor.

Ten je momentálně vyvíjen pomocí programů OpenMotor, RPA – Rocket Propulsion Analysis a vlastními tužko-papírovými kalkulacemi.

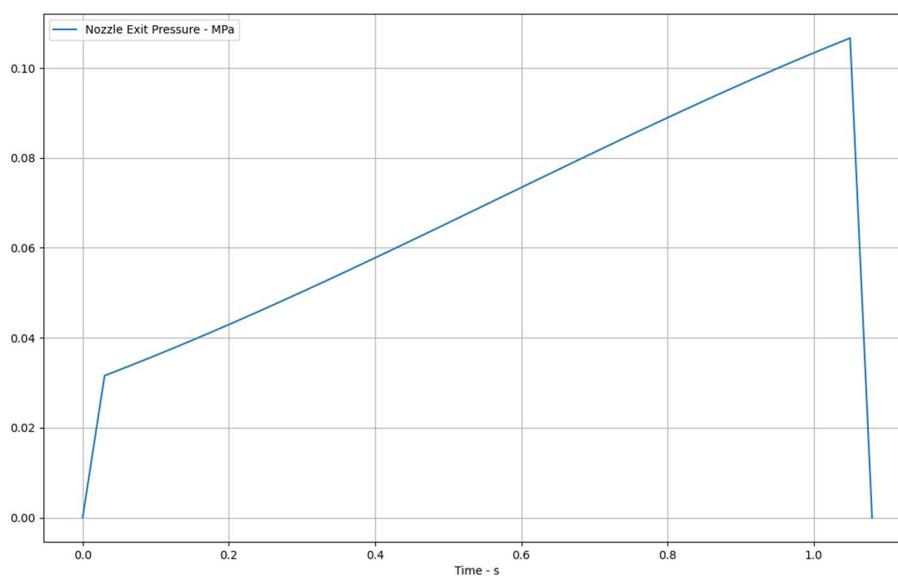
Tento motor byl původně uvažován jako vylepšená verze motoru H-534P s větší spalovací kapacitou a přímým závitem na trysce a spalovací komoře. Vzhledem k narůstajícím ambicím a technickým možnostem rostly taktéž výkonové parametry motoru. Nakonec se tak vyvíjel kompletně nový motor z nerezové oceli třídy 304. Tento celo ocelový motor využívá konstrukci vnějšího závitu na trysce a vnitřního ve spalovací komoře. Tím se tak eliminují 4 šroubové spoje jako to je u H-534P. Celý závit je tak větší a mnohem pevnější, což tato inovace vede i k jednodušší konstrukci.

Graf vývoje tahu v [N] oproti času v [s]



Zdroj: Program OpenMotor

Graf vývoje tlaku výtokové plochy trysky v [MPa] oproti času v [s]

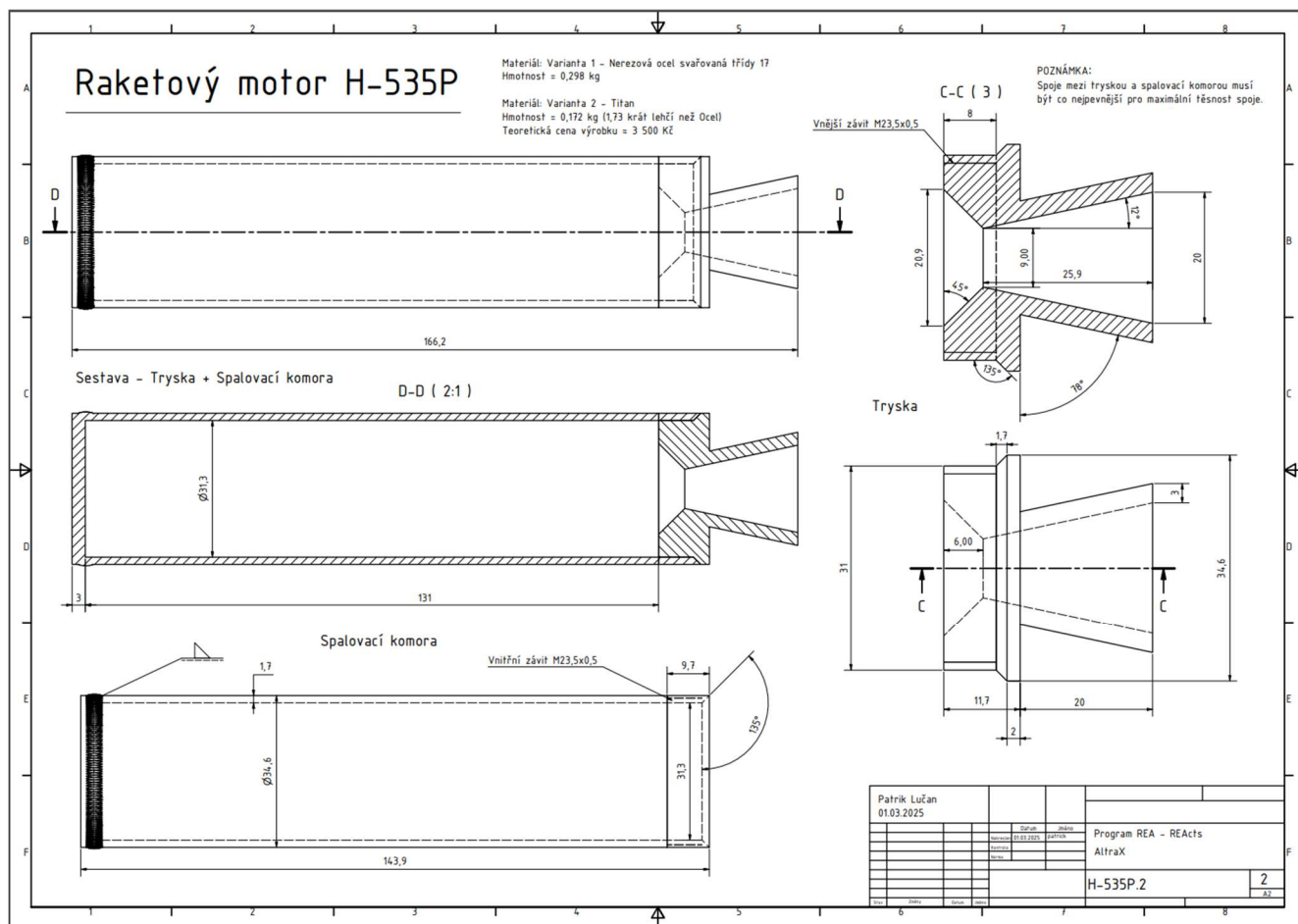


Zdroj: Program OpenMotor

Parametry motoru

Maximální tah (F_{max})	Doba hoření (t_b)	Hmotnost TPH (m)	Specifický impuls (ISP)	Hmotnostní průtok ($\dot{m}$)	Výtoková rychlost (v_e)
260 N	~2 s	140 g	126 s	0,195 kg/s	1333,3 m/s
Maximální tlak (P_{max})	Pracovní tlak ($\tilde{P}$)	Doba účinného spalování (t)	Celkový impuls (I_s)	Iniciální Kn (Kn)	Maximální Kn (Kn)
2,85 Mpa	1,76 Mpa	1,08 s	167,24 N·s	62,48	149,16

Finální výrobní výkres motoru



Zdroj: Vlastní screenshot z programu Autocad

Raketový motor je koncipován tak, aby se zvýšila jeho životnost pomocí jednoduchého spoje a materiálu nerezové oceli. Svarový spoj v zádi zajistí maximální pevné těsnění a horní podložka bude ke kraji dosedávat maximálním utažením pomocí klíče na horní plochu spalovací komory. Motor jsem navrhoval tak, aby tlak ve spalovací komoře byl poměrně nízký kvůli hypotetické detonaci během testů a potenciální škálovatelnosti z hlediska vsazení pohonných hmot. Raketový motor bude (ze začátku) poháněn TPH (KNSU dle Richarda Nakky).

16. Everest Heavy



Zdroj: Screenshot z Openrocket

Parametry rakety

Předpokládané apogeum (h_a)	Doba letu (t_f)	Hmotnost (m)	Raketový motor s TPH	Centrum tlakových sil (CP)	Maximální rychlost ($v_{\max}$)
~1146 m	~110 s	0,492 kg	H-540P (KNSU)	576 mm	651 km/h

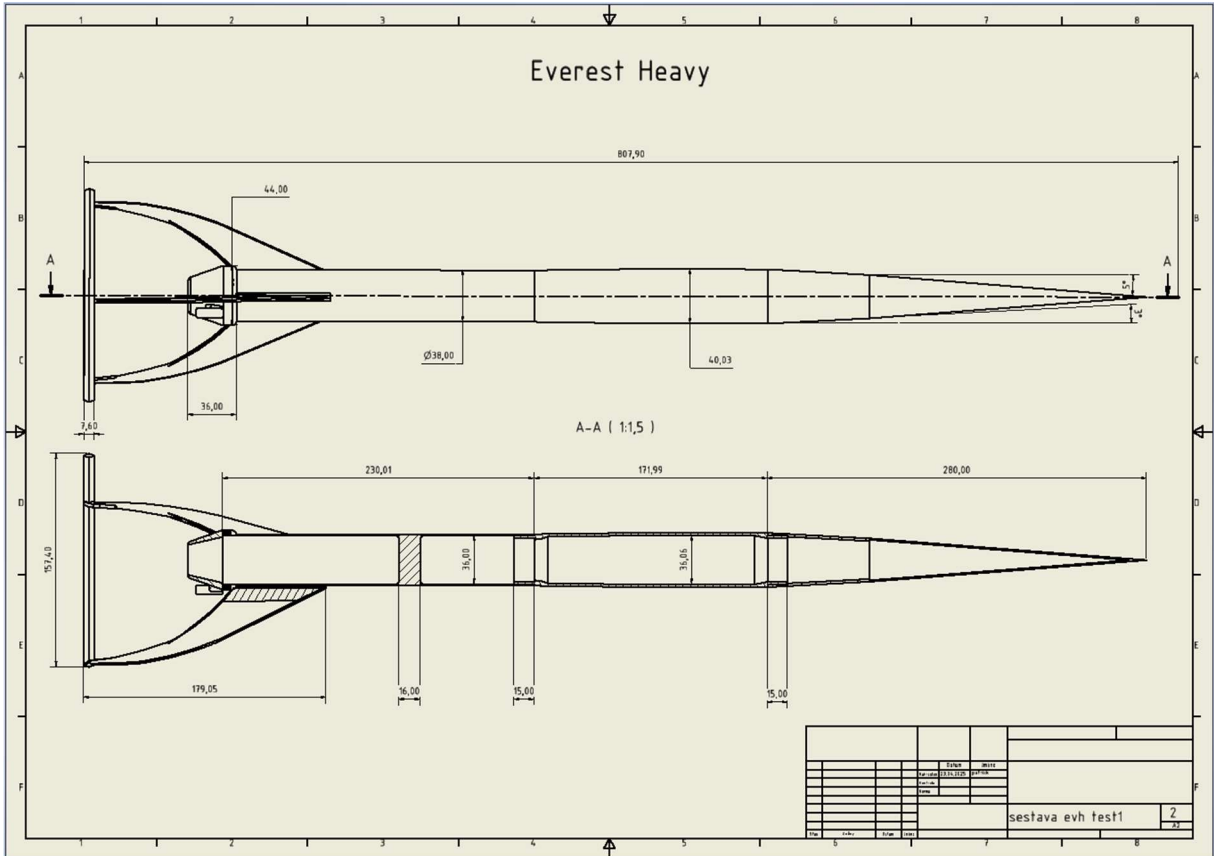
Maximální akcelerace ($a_{\max}$)	Délka nosiče (l)	Vnější průměr trupu (D)	Celkový impuls (I_s)	Stabilita (cal)	Těžiště (CG)
307 m/s ²	803 mm	40 mm	167,24 N·s	2,17 cal	489 mm

Raketa je hlavním pilířem celého projektu. Jedná se o rozpracovaný kompletně od 0 vyvíjený nosič inspirovaný od jeho vývojového předešlého demonstrátoru Everest EV7. Raketa je tvořena ze 4 segmentů z 3D tisku. Tyto segmenty budou tvořeny z materiálu PLA CF – PLA + 20 % uhlíkových vláken. Tento materiál je vysoce pevný a houževnatý, pro opakovatelné použití této rakety je vhodným materiálem. Odolání vysokými rychlosti a aerodynamickým stresem na konstrukci by měl být s hustotou tisku 50% ideální volbou. Po letové zkoušce RM-3u se stabilizátory z tohoto materiálu jsem usoudil, že půjde o správnou, stále flexibilní a poměrně ekonomickou volbu.

Raketa bude také dále disponovat zpevňovacím prstencovým stabilizátorem diamantového profilu. Stabilizátory jsou speciálně programově designovány pro maximální účinnost letu. Raketa také bude využívat tandemový typ konstrukce včetně ocasní části zád'ové konstrukce pro potlačení odporu.

Taktéž pracujeme na vlastním elektro-pyrotechnickém systému výmetu padáku na bázi servo motorů a odporového drátu z vaporizéru. Systém je v testovací fázi.

Finální design rakety Everest Heavy 23.04.2025

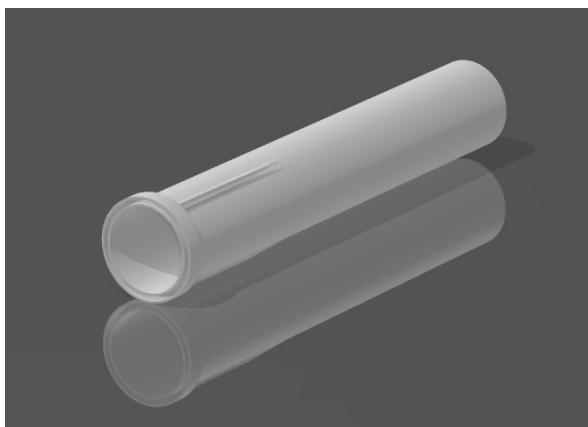


Zdroj: Screenshot z programu Autodesk DWG

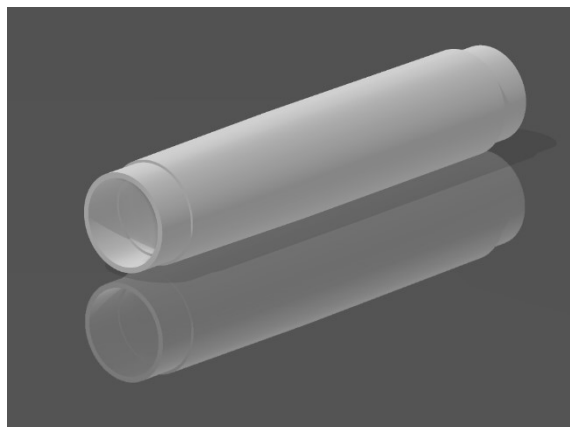


Zdroj: Screenshot z programu Autodesk Inventor

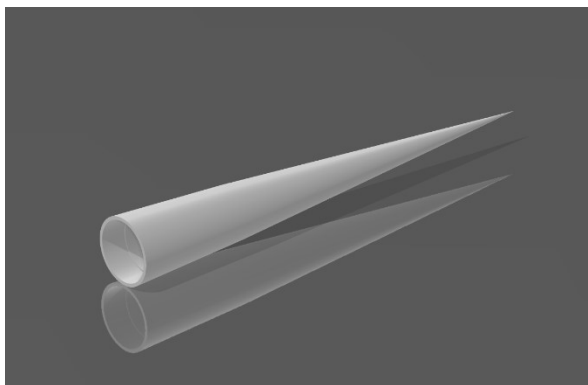
Jednotlivé segmenty sestavy



EVH-S3



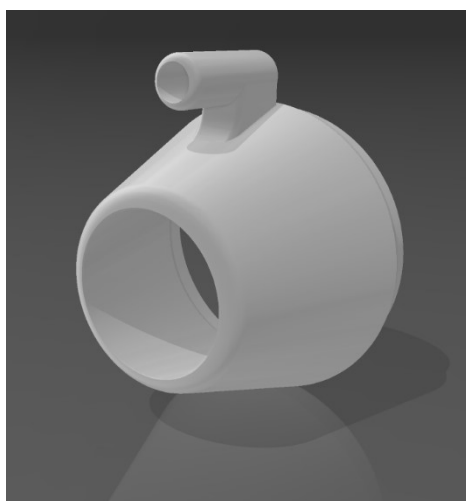
EVH-S4



EVH-S5



EVH-S2

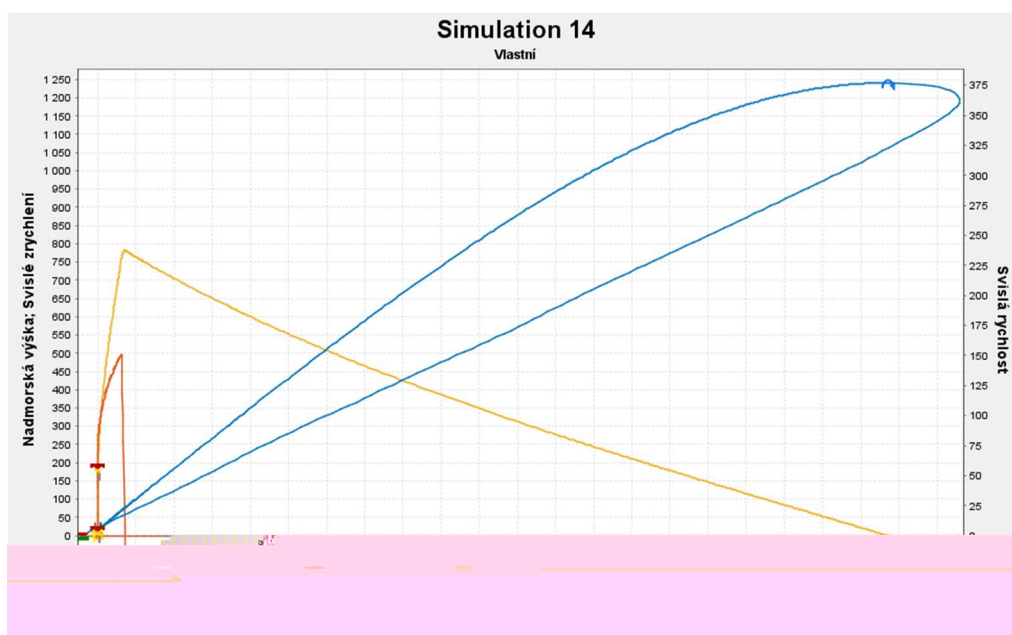


EVH-S1

Zdroj: Vlastní screenshoty z programu 3D Builder

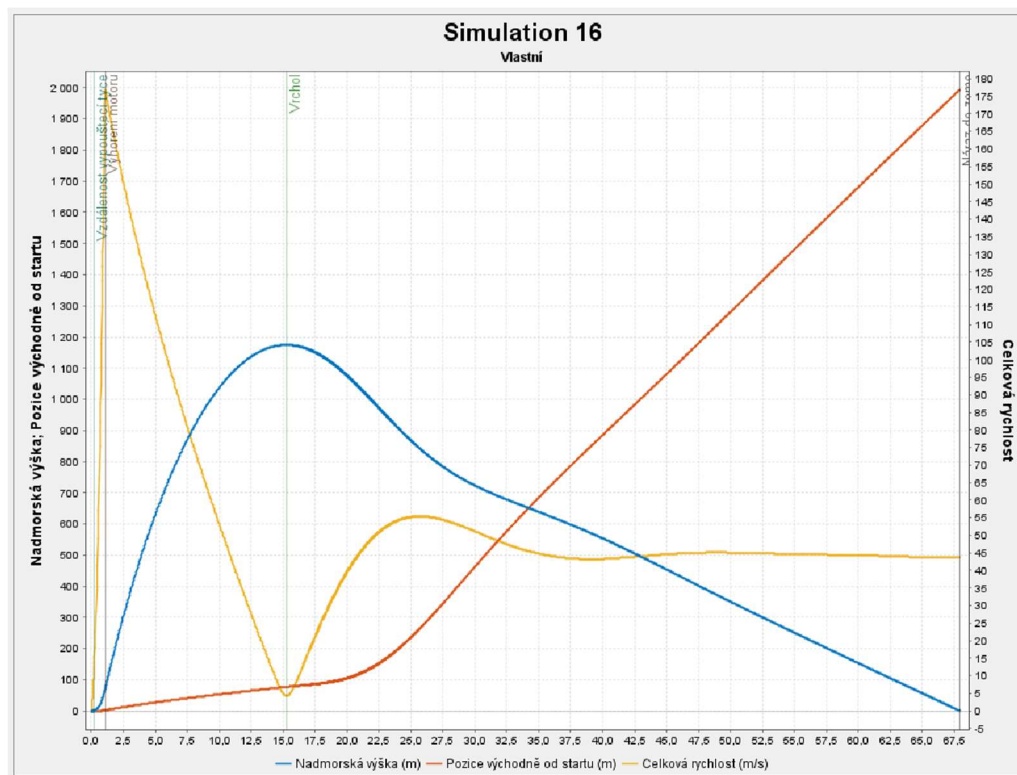
Důležité grafy u Everest Heavy z OpenRocket

Východní teoretická pozice od startovací rampy – asi 110 metrů.



Zdroj: Screenshot z Openrocket

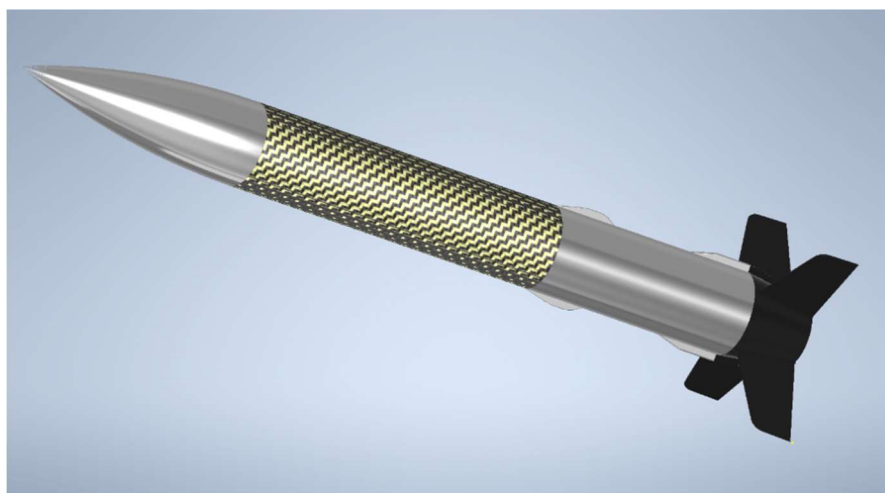
Nadmořská výška s celkovou rychlostí a pozicí od startovacího místa



Zdroj: Screenshot z Openrocke

17. Projekt ArapeX

Nosič je konstruován dle norem daných ve vydaném dokumentu (*Czech Rocket Challenge 2025 - Příručka soutěže*). To znamená, že raketa disponuje základními konstrukčními parametry, výškového limitu a dvou mi nezávislými záchrannými systémy.



Sestava rakety ArapeX v Autodesk Inventor 2021

Základní technické parametry:

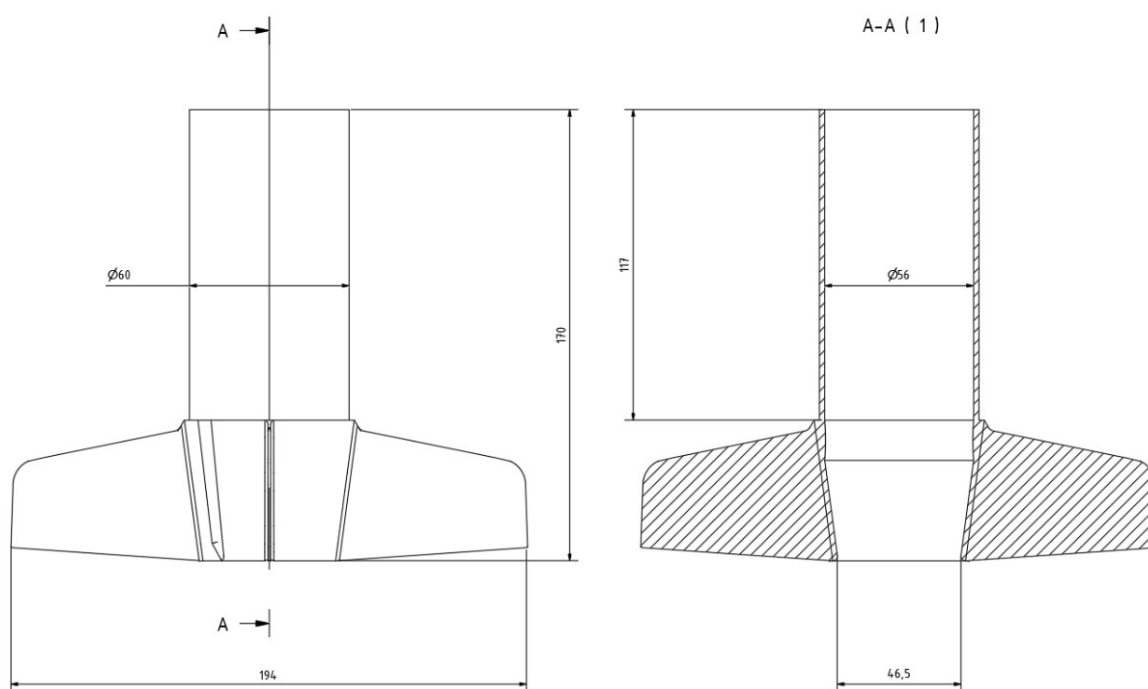
Délka	656 mm
Průměr trupu	64 mm
Šířka	194 mm
Předpokládaná hmotnost (bez motoru)	0,655 Kg
Nosnost (bez systémů)	0,357 Kg
Počet segmentů	4

Materiálové data:

Segment	Materiál:	Délka:	Předpokládaná hmotnost:
AXS1.1	PA/CF nylon s krátkými karbonovými vlákny	170 mm	83,7 g
AXS2.1	PLA Filament 100% hustota tisku	176 mm	80,4 g
AXS3.1	Kevlar-uhlíková hybridní tkanina (laminát)	250 mm	112 g
AXS4.1	PLA Filament 100% hustota tisku	202,5	67,2 g

Popis jednotlivých částí sestavy

První segment – Motorový adaptér



Zdroj: Výkres z AutoCAD 2021

První segment značen jako – „AXS1.1“ kde první cifra značí číslo segmentu od spodu rakety a druhá jeho variantu. Tento segment slouží jako adaptér pro motor na tuhé pohonné

hmoty. Jeho geometrie konstruovaná tak, aby bylo možné motor vkládat do segmentu shora segmentu, jednoduše a prakticky. Před vsunutí motoru se do AXS1.1 integruje tepelná izolační kartónová trubice, která bude separovat teploty mezi pláštěm motoru a vnitřní stěnou adaptéru. Tato teplota by měla z dostupných zdrojů činit 100 °C, což je poměrně nízká tepelná zátěž na konstrukci.

Konec adaptéru je designován jako spoj mezi druhým segmentem, - „spojovacím trupem“. Konec adaptéru má kónický tvar, který má funkci snížení odporu a hmotnosti. Ze simulací v softwaru OpenRocket se zdá, že v případě staticky sloučených stabilizátorů s raketou na kónickém zakončení, jsou data optimálnější, co se odporu a celkové aerodynamické účinnosti týče. Celá konstrukce také dosahuje vyšší pevnosti.

Z materiálového hlediska bude tato část tvořena ze speciálního materiálu Nylon PA12 + CF15 – Nylon s póly amidem a aditivním uhlíkem (15% celkové hmoty). Tento plast disponuje lepšími mechanickými vlastnostmi než klasické PLA nebo ABS či PETG. Tato část bude zaznamenávat jistý mechanický a aerodynamický stres, takže je tento materiál určitě vhodný. Výrobně se jedná o náročnější 3D tisk, který je však flexibilní, takže veškerá geometrie bude přesná. Lze model měnit, snadno obrábět a také odolá teplotám nad 100 až 150°C. Tento materiál navíc už dávno vlastníme z důvodů jiných, vlastních projektů, takže jde i o jistou výrobní flexibilitu.

Mechanický stres přepážky a upevnění motoru – Tloušťka stěny přepážky byla kalkulovaná na 3,33 mm, pro napětí tlačícího motoru gragas na plochu přepážky, s přidanou bezpečnostní hodnotou. Sekundární tepelně izolační adaptér pro motor bude také disponovat vlastní stěnou, takže přepážka bude mít dostatečnou pevnost z hlediska kalkulací tak i dodatečnou, pro bezpečnostní ujištění.

Samotný motor bude do adaptéru pevně pod tlakem vňat. Ze zkušeností raketových letů riskujete, že motor vyletí opačnou stranou letu. Tento faktor lze eliminovat právě spodním kónusem, který v případě vysazení motor zablokuje.

Kalkulace přepážky pro motor Gragas.

Kalkulace - Arapex

Tloušťka zdi přepážky

$$\sigma_p = \frac{F_{max}}{S \Rightarrow A}$$

$$A \approx 2304,69 \text{ mm}^2 \Rightarrow 0,002304 \text{ m}^2$$

$$\sigma_s = \frac{F}{A} \quad \sigma_s = \frac{65 \text{ N}}{0,002304}$$

$$\sigma_s = 28145,119 \text{ Pa}$$

$$\sigma = \frac{P \cdot r}{t} [\text{Pa}]$$

$$\sigma = \frac{28145,119 \times 0,028}{0,005} = 157720,66 \text{ Pa} \Rightarrow 0,157 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{max} \approx 26 \text{ MPa} / 1\% \text{ N}$$

$$\sigma_{max} \approx 51 \text{ MPa} / 2\% \sum 6/i = 56,3 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{max} \approx 92 \text{ MPa} / 5\% \text{ v6} \Rightarrow 50 \text{ MPa} = \sigma_c$$

$$\sigma_{max} \Rightarrow 40 \text{ MPa}$$

$$40\,000\,000 = \frac{(P = 28145,119) \times 0,028}{x}$$

$$\sigma = \frac{65 \text{ (N)}}{2304,69 \text{ (mm}^2\text{)}} = 0,02816 \text{ MPa}$$

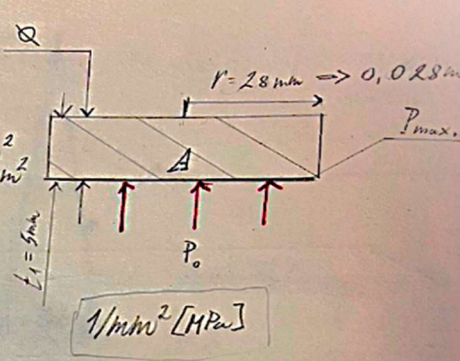
$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot F}{\sigma_c \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 65}{50\,000\,000 \cdot \pi}} = 0,0012865 \text{ m}$$

$$d = 1,28 \div 1,3 \text{ mm} \Rightarrow t$$

$$\sigma_c = \frac{P \cdot r}{t} = \frac{2304,69 \cdot 28}{1,3} = 49,70909 \text{ MPa}$$

$$\sigma_c \approx \sigma_c \quad \text{FS}$$

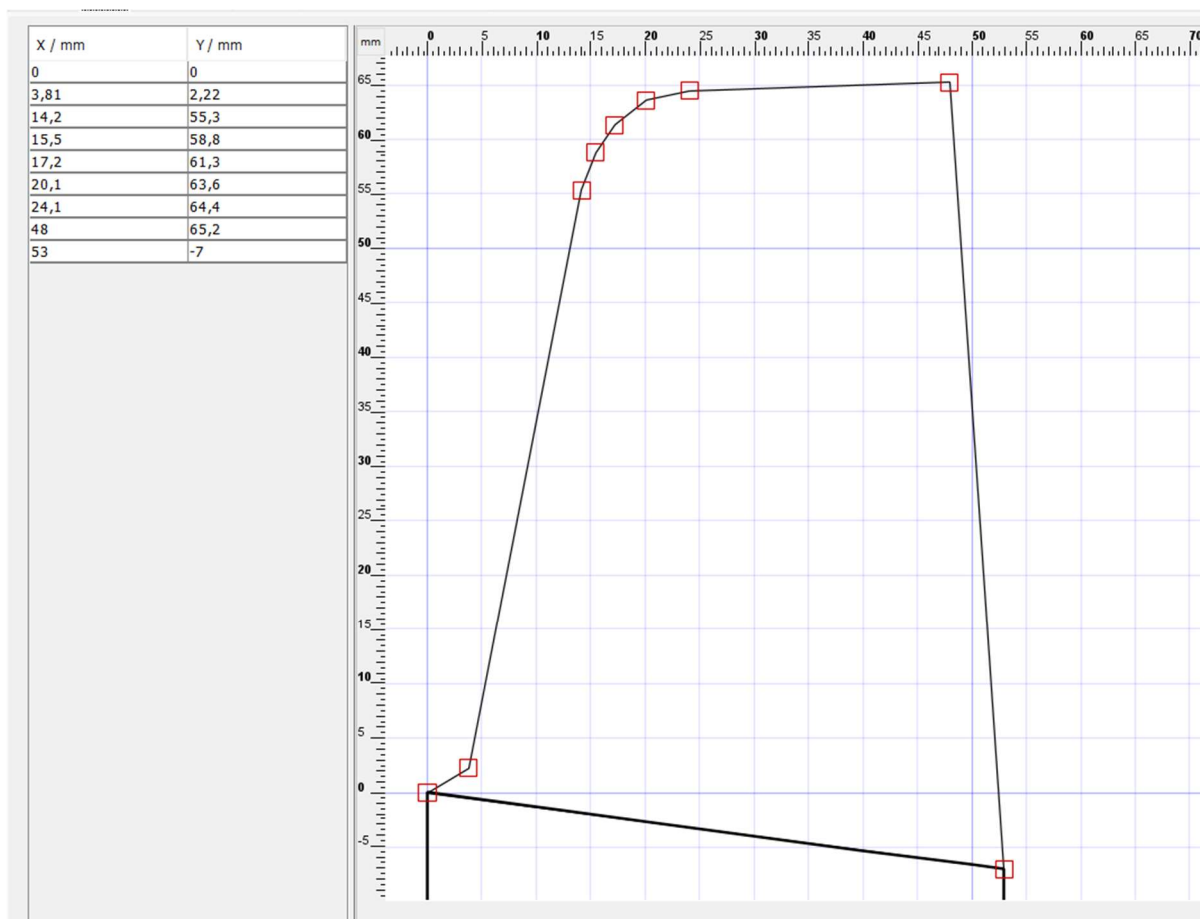
$$\sigma_s = \frac{P \cdot r}{d / n} \quad n < 2,4$$

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot F}{\frac{\sigma_c}{3} \cdot \pi}} = 0,00222 \text{ m} \Rightarrow 2,22 \text{ mm}$$


Zdroj: vlastní fotografie

Stabilizátory

Základní změnou od našich předešlých raket, je u ArapeX to, že stabilizátory nesmí zasahovat pod osu spodní příďové části trupu/kónusu, z důvodů pevnosti a bezpečného zachování stabilizátorů při přistání. Kormidla jsou designována podle programu OpenRocket též, s následující geometrií. Viz. obrázek:



Zdroj: Screenshot z programu OpenRocket

Jelikož budou statická kormidla sjednocena do jednoho dílu s AXS1.1, budou značně pevnější, než kdyby byli zvlášť nasazeny na konstrukci. Kvůli tomuto faktoru a také volbě materiálu bude tloušťka kormidel pouhý 1 mm. Stabilizátory předem otestujeme, zdali vydrží aerodynamický a mechanický stres během letu z výstupních dat ze softwaru.

Původně jsme uvažovali nad separátními duralovými kormidly, ty by musely být však vsazeny do konstrukce a lepeny epoxidovou pryskyřicí, což je konstrukčně zkrátka zbytečně komplikované. Pro stejná výstupní letová data ukázal software, že bychom museli vyrobit

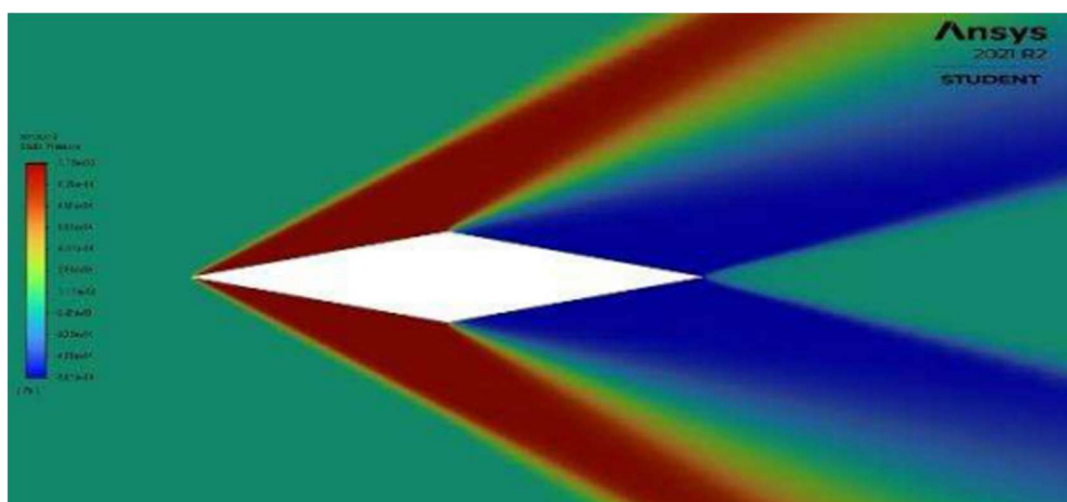
duralové stabilizátory o tloušťce stěny 0,65 až 0,5 mm, což je mechanicky a výrobně značně nevýhodné.

Profil Stabilizátoru

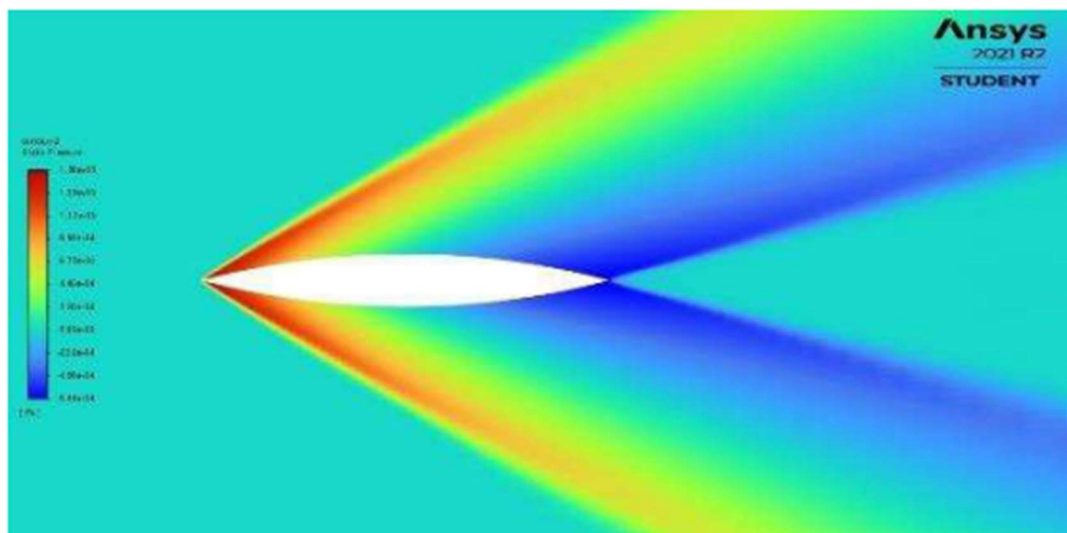
Profil stabilizátoru je důležitým faktorem, převážně u raket letících vysokými rychlostmi. S motorem Gragas by měl ArapeX dosáhnout maximální rychlosti $v \approx 126\text{m/s} \Rightarrow 453\text{ km/h}$ a zrychlení $a \approx 66\text{m/s}^2$, což jsou poměrně nízké hodnoty. Z dostupných informací jako jsou následující zdroje, jsem usoudil, že je poměrně kontraproduktivní a výrobně problematické tuto problematiku více explicitněji řešit. Viz. Inf. zdroj 1, ..., 3

Původní úvahy byly pro transsonické bikonvexní profil, supersonický diamantový profil, či subsonický, ultra tenký 4% laminární symetrický profil NACA0004.

Diamantový profil



Bikonvexní profil



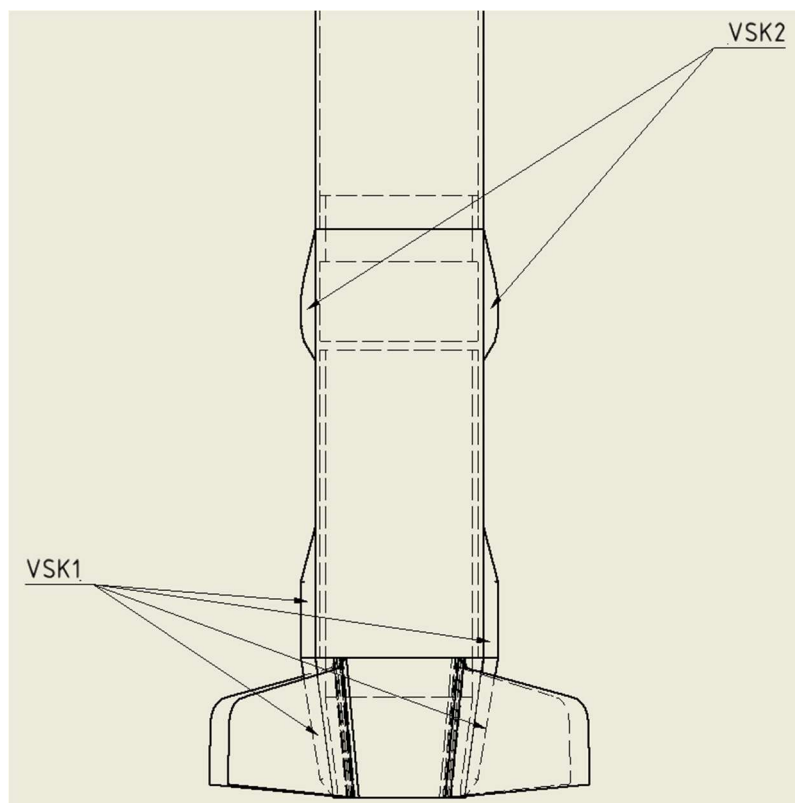
Zdroj: iopscience.iop.org, duben 2025 (viz. Ob. Zdroj: 1)

Pro 1 milimetrové stabilizátory při relativní rychlosti obtékání vzduchem ~ 100 m/s je ve finále nepodstatné z konstrukční efektivity problematiku řešit. Stabilizátory u ArapeX budou využívat pouze zaoblené hrany o rádiu $\frac{1}{2}$ tloušťky stěny. Výstupní data jsou v tomto případě velmi podobná jako u aerodynamického profilu.

Vypouštěcí kormidla – pojezdy

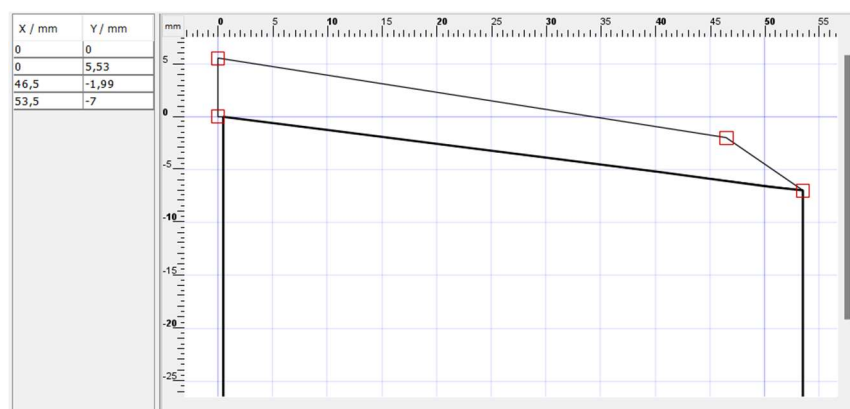
Poslední technický aspekt na AXS1.1 jsou vypouštěcí kormidla/pojezdy. Jedná se o malá, nízko odporová kormidla, která budou sloužit jako vypouštěcí kolejový mechanismus při opouštění rampy pro počáteční stabilitu a usměrnění letové směry. Místo vypouštěcích očí, je tento typ konstrukce více aerodynamičtější a mechanicky efektivnější. Pojí se s druhým segmentem, který právě taktéž využívá tyto vypouštěcí prvky. Celkem ArapeX využívá tyto čtyři prvky.

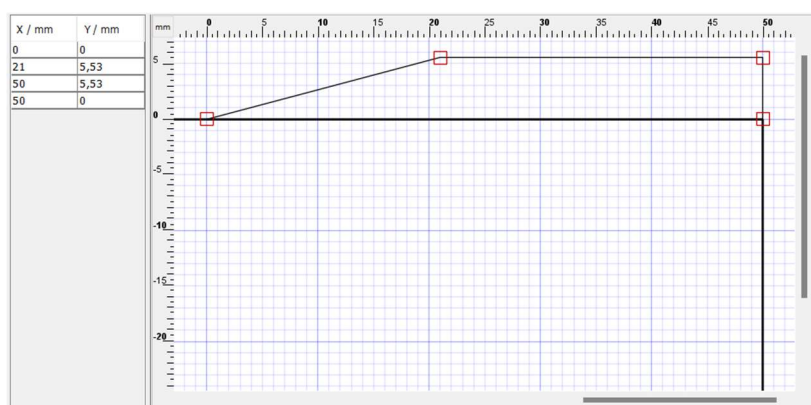
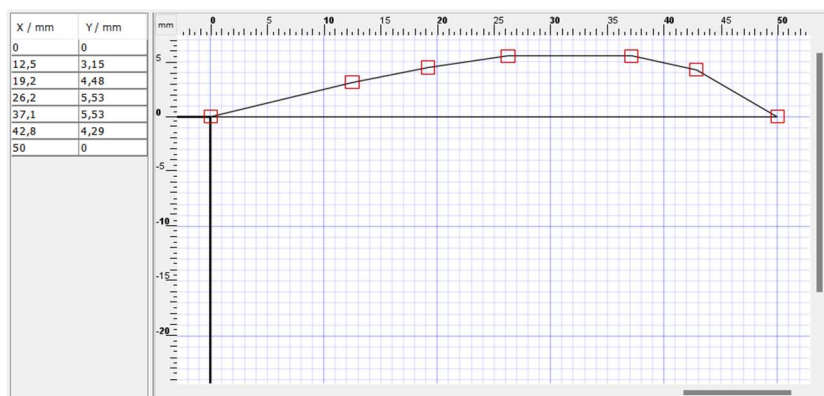
VSK1 – Vypouštěcí Statické Křídélko



Zdroj: Výkres z Autodesk Inventor DWG 2021

Vypouštěcí Statické Křídélka na AXS1.1





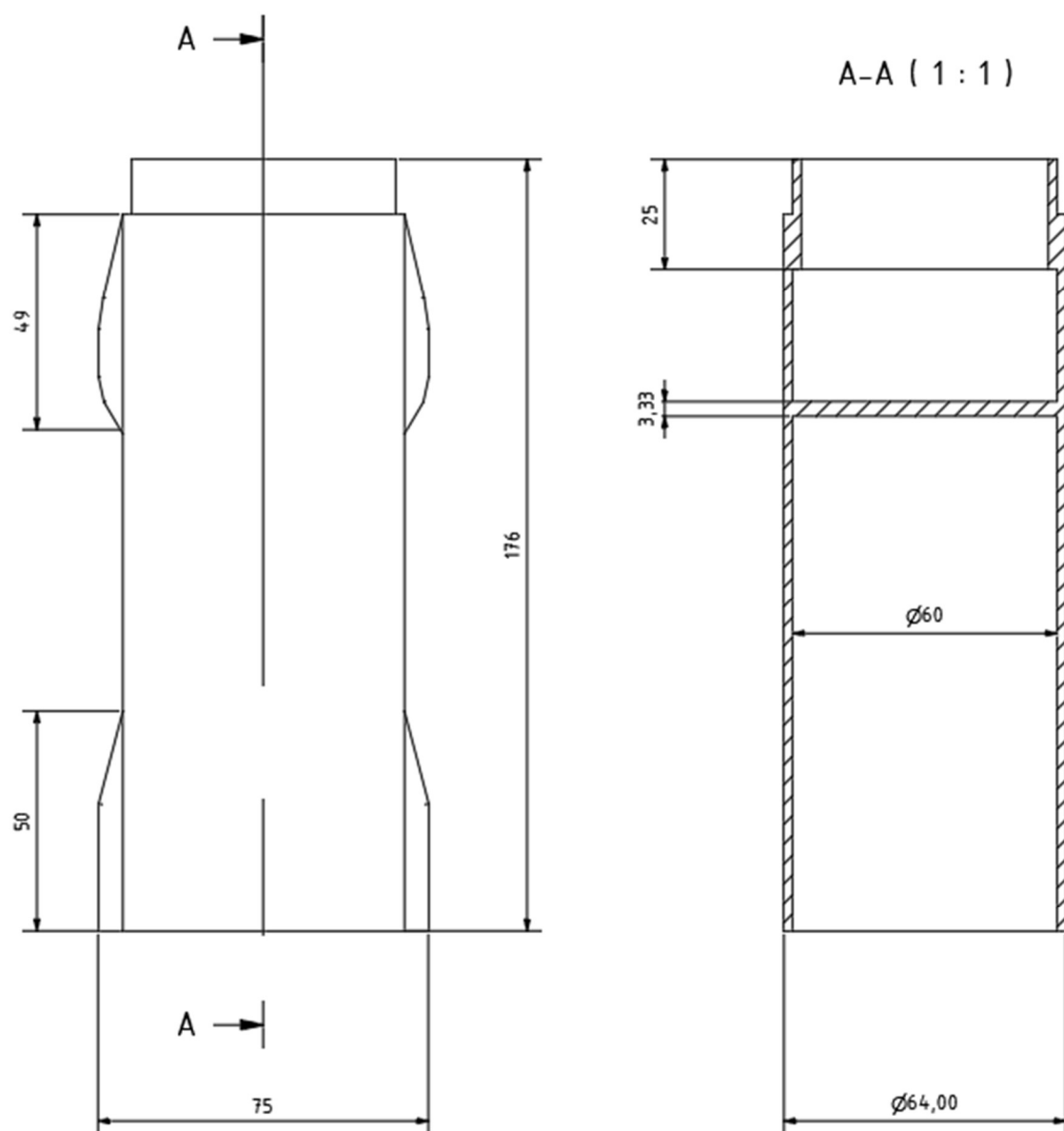
Zdroj: Screenshot z programu OpenRocket

VKS1 a VKS2 budou upevněny na bocích rakety, kde budou fungovat jako vypouštěcí prvek pro start a zároveň budou mít stabilizační využití.

Vypouštěcí Statické Křídélka na AXS2.1

V dokumentu je zmíněno, že CRC nedoporučuje vytvářet vlastní vypouštěcí konstrukci. Přesto se chceme skrze zkoušky, které se systémem provedeme pokusit o adaptaci rampy, naší konstrukci pro náš start. Pokud bude tato varianta zavržena, bude se konstrukce na raketě sama adaptovat k rampě.

Druhý segment – Spojovací trup

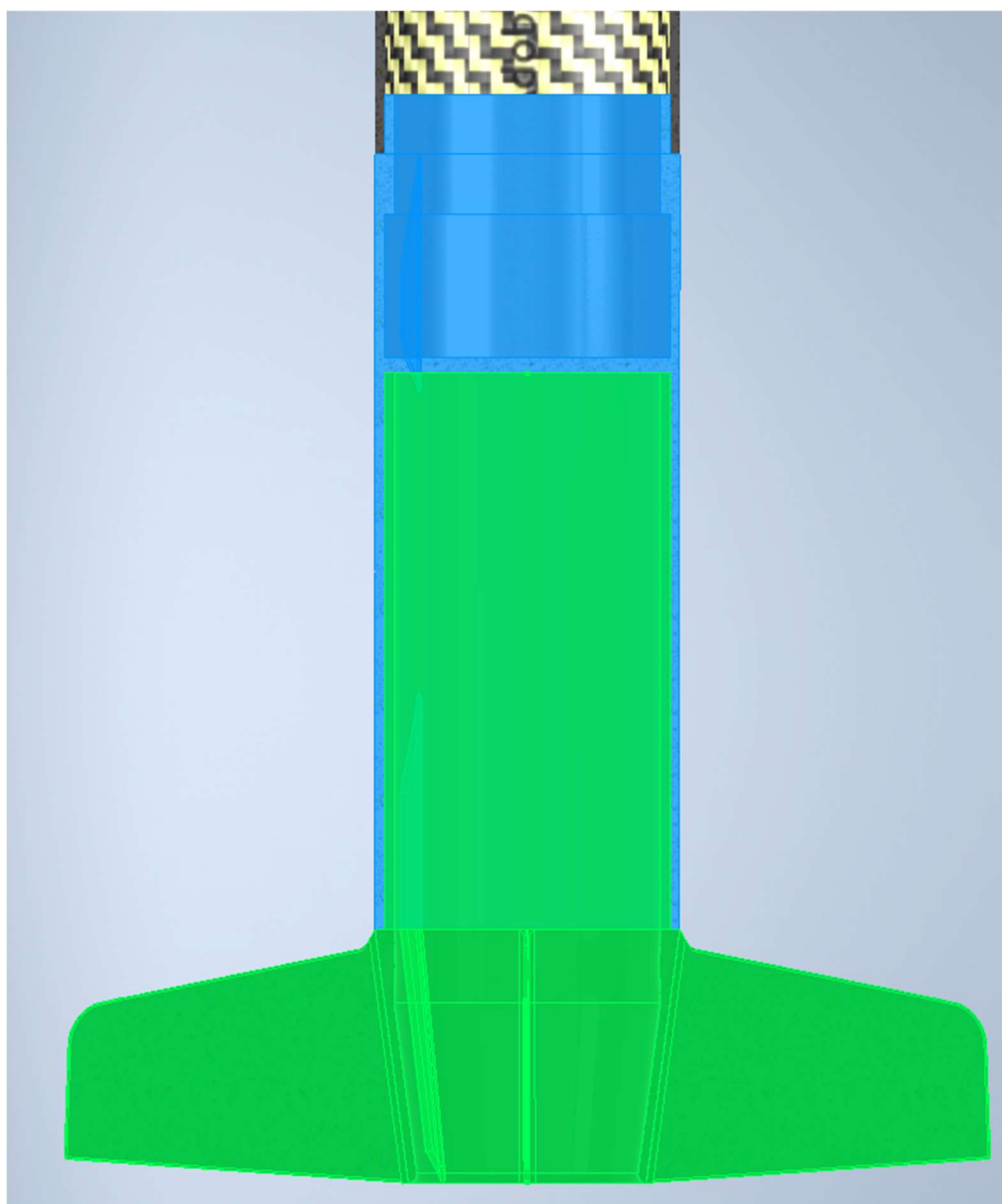


Zdroj: Výkres z AutoCAD 2021

AXS2.1 je převážně vytvořen kvůli sekundárnímu nezávislému systému návratu. AXS2.1 bude vytvořen z materiálu PLA filamentu pro jednoduchost, flexibilitu a přesnost výroby. Hustota tisku bude 25 %, což je ze zkušeností optimální hodnota mezi pevností a hmotností konstrukce.

Většina segmentu bude spojena jako kryt s adaptérem, bude tvořit jeho plášť, který bude mít primární funkci spoje a nasazení přepážky právě na motor.

Ilustrace na obrázku sestavy



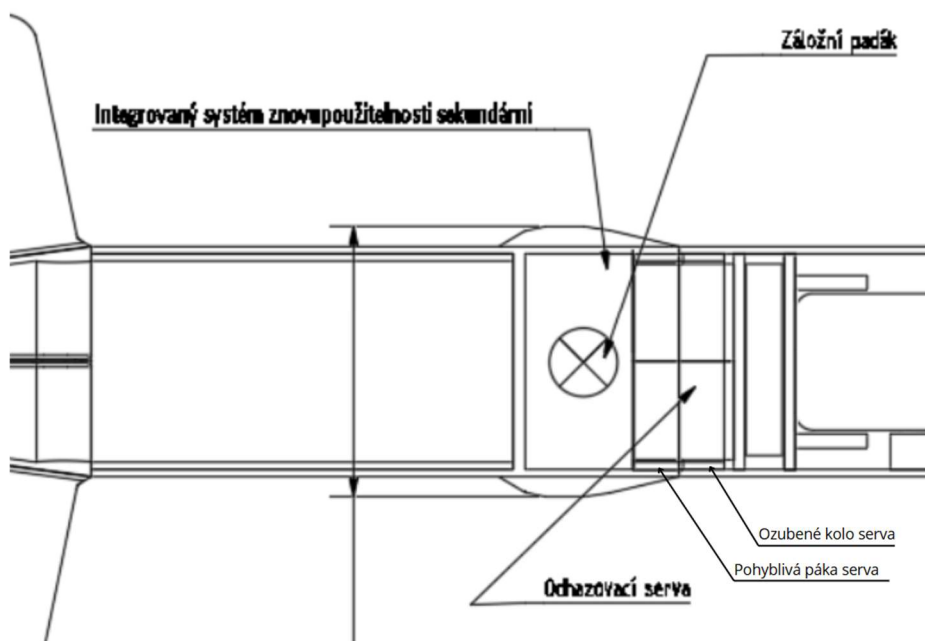
Zdroj: Screenshot z programu Autodesk Inventor 2021

Modrá část je AXS2.1 a zelená je AXS1.1.

V horní modré části bude složen padák, který se pomocí aerodynamických sil po separaci rozloží. Vnitřní konstrukce pro avioniku bude také sloužit právě pro spoj padáku i s horními segmenty.

Sekundární návratový systém

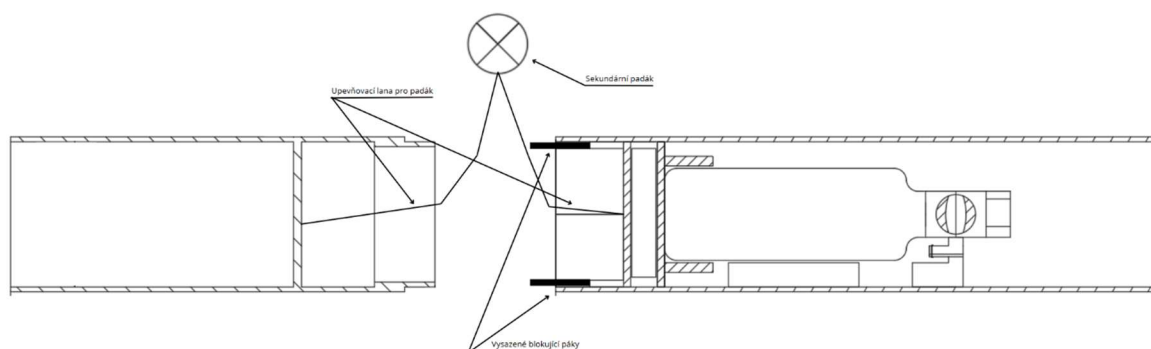
Druhý segment AXS2.1 bude sloužit jako spojovací díl mezi laminátovým pevným trupem a motorovým adaptérem. Jeho primární úlohou bude vytvoření prostoru pro sekundární nezávislý systém záchrany rakety. Uvnitř trupu budou symetricky proti sobě rozložena dvě serva, která se budou opírat pákami o horní plochu spojovací trubice mezi AXS1.1 a AXS2.1. Viz. obrázek:



Ilustrace zaměřená na část sekundárního systému pomocí programu AutoCAD a Canva

Na horní ploše přepážky pro motor bude upevněna přípojka pro padák, ten bude celkově spojen s AXS1.1 a AXS2.1 zároveň. Jakmile bude spuštěn pokyn k vysunutí pák u servo motorů, rozdělí se segmenty mezi sebou a páky budou tvořit blokující prostor, který nedovolí se segmentům zpět spojit. Padák s lany už si vezme aerodynamika. Tento jednoduchý systém je ověřený na jedné z našich raket a funguje skvěle. Rozhodli jsme se tak jej implementovat právě i do této, sofistikovanější rakety.

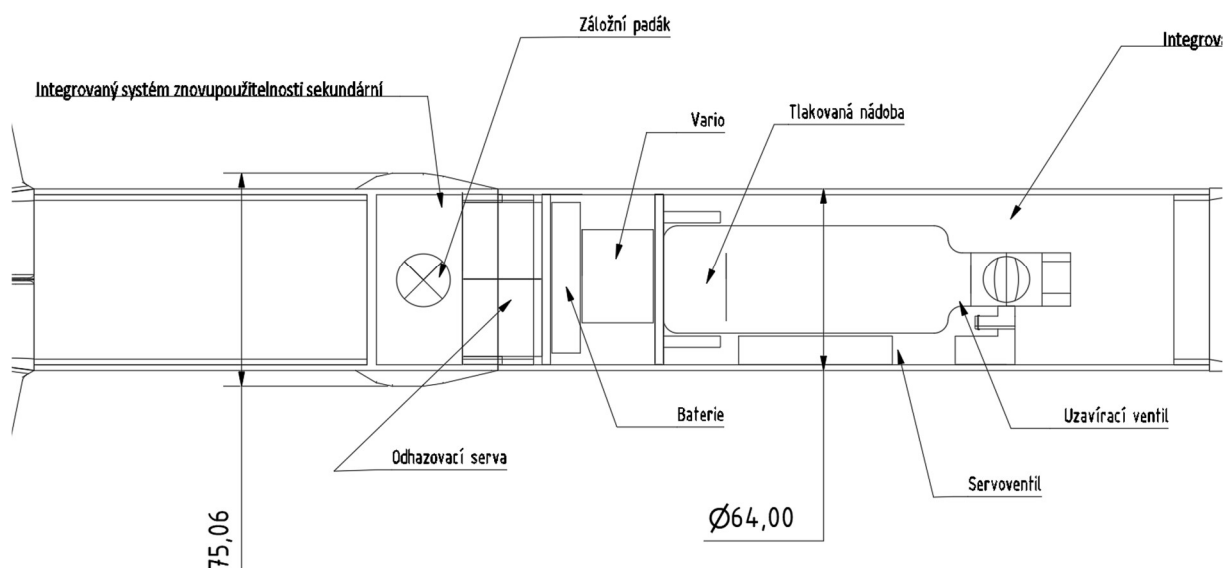
System z hlediska elektroniky funguje na bázi integrované telemetrie a varia, kde výškoměr/vario zjistí dle programu apogeu letu, na to vydá pokyn k pohybu serv. Ty následně oddělí spodní a horní segment a veškerá práce je tak u konce.



Ilustrace zaměřená na část sekundárního systému pomocí programu AutoCAD a Canva

Zdroj: Výkres z AutoCAD 2021

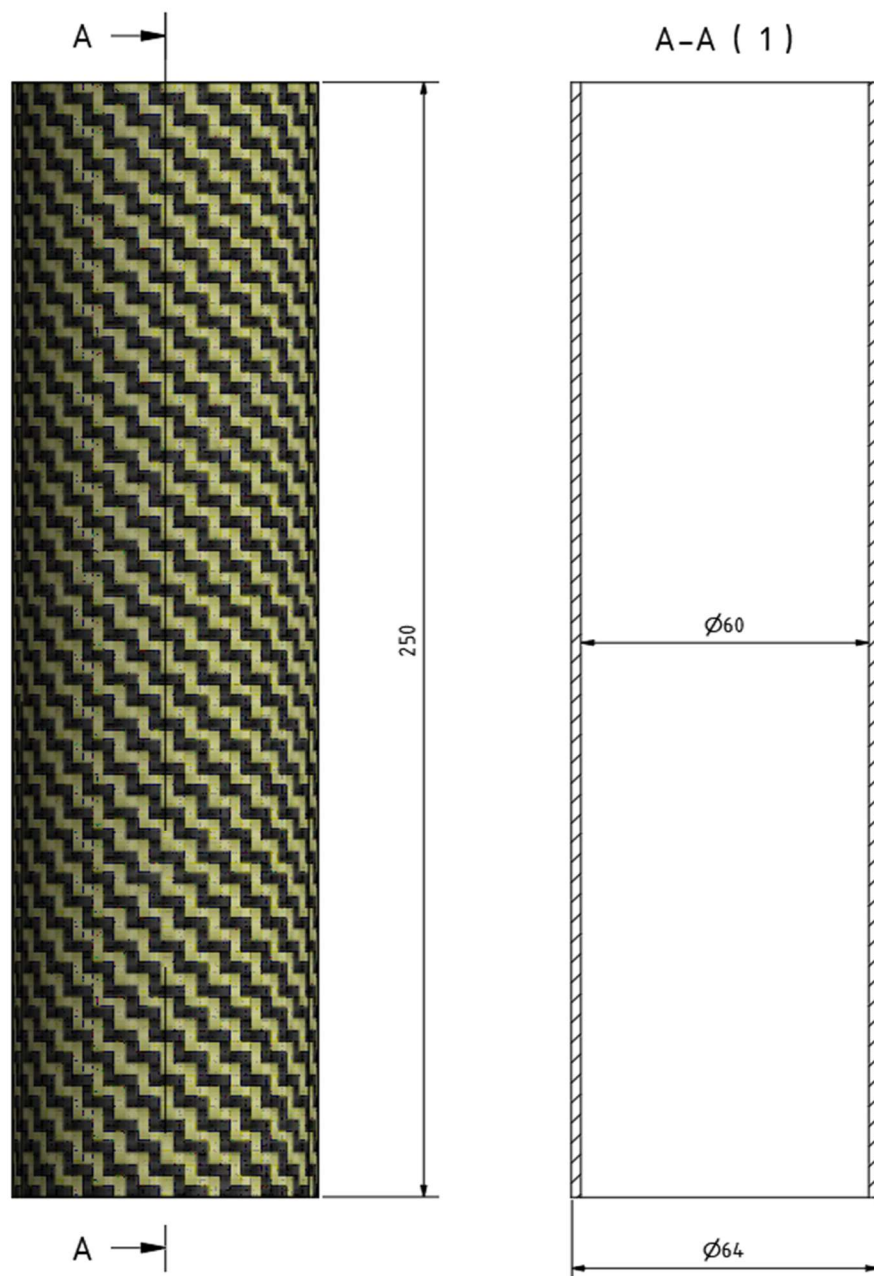
Uspořádání vybavení s altimetrem od CRC



Zdroj: Výkres z AutoCAD 2021

Na obrázku je altimetr označen jako “Vario“. Ve finále budeme využívat dva nezávislé altimetry kvůli závislosti na systémech.

Třetí segment – Kevlar-uhlíkový trup



Zdroj: Výkres z AutoCAD – DWG Viewer 2021

250 milimetrová trubice značená AXS3.1 o průměru stěny 2 mm bude plně vytvořená jako aramidový – kevlar uhlíkový laminát.

Kevlar je zajímavý materiál, který je pevný, relativně pružný a je asi pětikrát silnější než ocel v tahu. Zatímco uhlík disponuje vysokou pevností a tvrdostí. Kevlar uhlíková tkanina je jakási kompenzace mezi pevností a pružností tohoto kompozitního materiálu. Trup bude centrum veškerého stresu na raketě, proto je ideální volba právě kompozitní materiál.

Výrobní proces bude vypadat tak, že na předem 3D vytisknutou vnější formu bude natažena tkanina, která bude pomocí vakuové pistole laminovaná epoxidovou pryskyřicí. Tento proces vytvoří asi 2 mm vrstvu velmi lehkého a silně durativního materiálu, který bude spojovat celou sestavu dohromady.

Uvnitř trupu bude usazená konstrukce, která bude obsahovat avionický a mechanický systém znouvupoužitelnosti. Právě ten tak bude v těch nejbezpečnějších útrobách rakety.

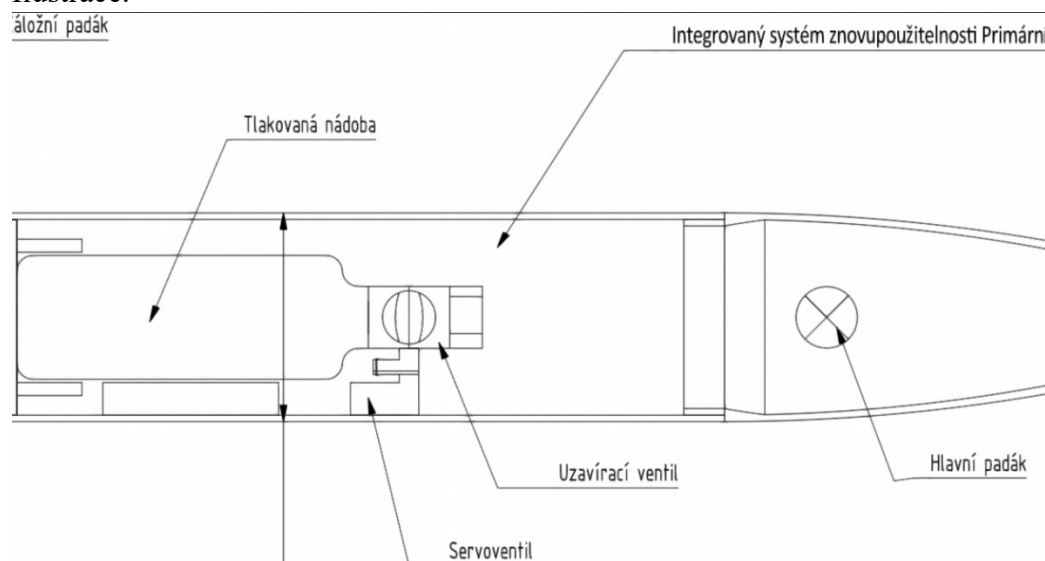
Primární integrovaný systém znouvupoužitelnosti

Systém bude fungovat tak, že jeden servo motor bude řízen pomocí přijímače FrSky Archer Plus GR8, který nám díky integrované telemetrii a varia je schopen sdělit jakou maximální výšku jsme dosáhli a jakého maximálního stoupání raketa dosáhla. To vše i v záporných hodnotách. Tyto hodnoty mají udávanou odchylku od výrobce ± 10 cm/10ms. Náš první pokus o návrat za pomocí padáku s avionikou, byl s raketou RM-4 (RocketMan-4). Výpočet v OpenRocket nám udával maximální dosažitelnou výšku 128,5 m. Po odpálení rakety a úspěšnému odhození kónusu díky předem naprogramovanému procesu ve vysílače, (otevření padáku a přistání) nám vysílačka FrSky Taranis X9D ukázala maximální naměřenou výšku 128,1 m. Odchylka byla tedy pouhých 0,4 m od výpočtu v OpenRocket. Zde na této raketě, RM-4 jsme si vyzkoušeli funkčnost znouvupoužitelného systému. Tento systém i použijeme pro záchranu u sekundárního systému.

Samozřejmě by šlo použít i to samé u primárního systému návratového modulu. Nevýhodou tohoto systému je však váha, kabeláž a originalita. Proto jsme se rozhodli použít pro primární systém stlačený vzduch. Vzduch se natlakuje do tlakové lahve na zemi pomocí kompresoru skrze tlakový ventil, zhruba na 8 až 9 barů tlaku v nádobě. Servem ovládaný ventil, který jsme si zde popsali, se ve směru letu za pomocí signálu z přijímače otevře v apogeu díky variu. Stlačený vzduch expanduje vpřed a nafoukne padák do špičky. Špička se akumulovaným

vzduchem akceleruje a oddělí kvůli přetlaku v konstrukci od zbytku sestavy rakety. Padák připevněný k raketě, se vysune ze špičky ven a nafoukne se.

Ilustrace:

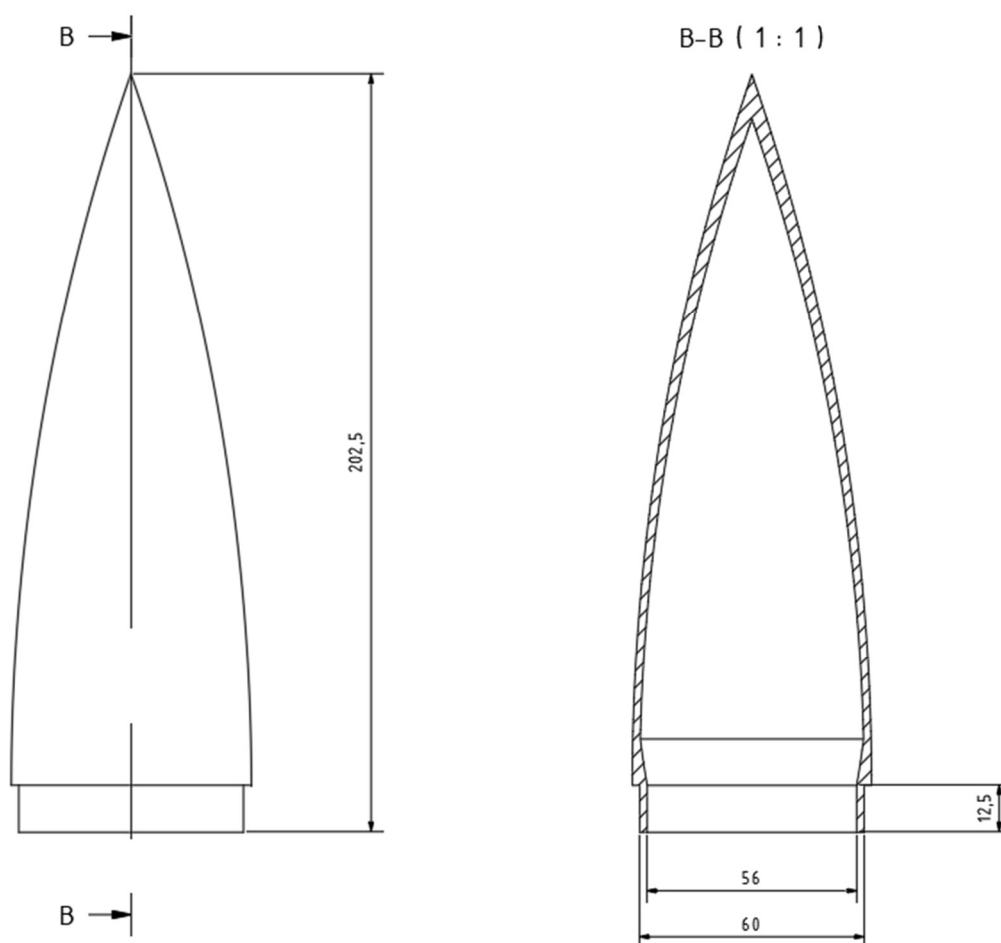


Zdroj: Ilustrace vypracovaná v AutoCAD 2021

Špička je připevněná reznou nití k trupu rakety. Tím tak bude celá sestava pohromadě. Tento elektro-mechanický systém bude podroben spousty pečlivými zkouškami pro maximální spolehlivost. Systém je ale celkově poměrně jednoduchý a bezpečný. Je však potřeba zjistit optimální tlak v komoře pro dostatečnou výtokovou rychlost z útroby nádoby. Tlak nesmí být samozřejmě příliš velký, aby se kónus příliš neakceroval a nepřetrhl konstrukci. Tím by se mohla značně poškodit. Zároveň musí být dostatečně velký, jinak nedojde k separaci komponentů sestavy. Další velkou výhodou je ta, že padák bude už předem rozevřen právě vymeteným vzduchem z nádoby. Nafouknutí padáku tak nebude pouze záviset jen na aerodynamice.

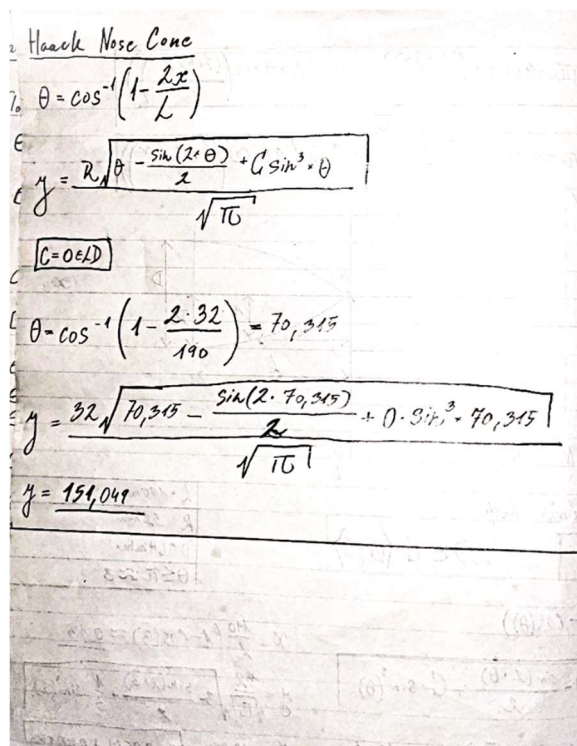
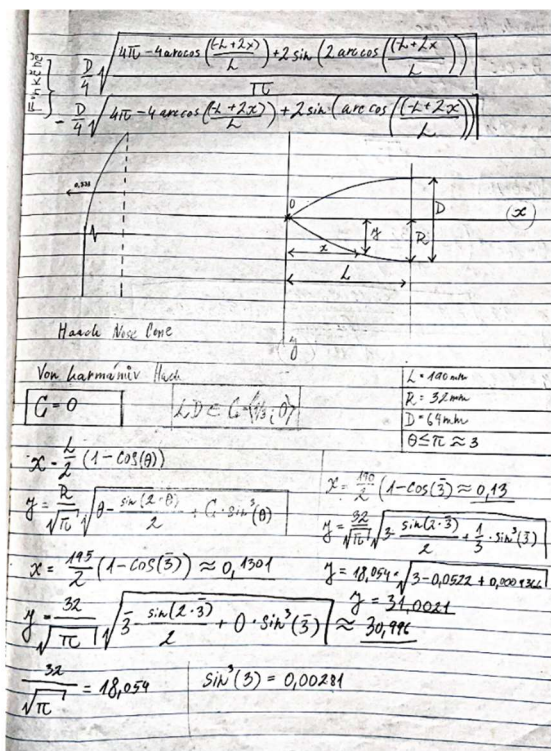
Čtvrtý segment – Aerodynamický kónus

Výkres aerodynamické špičky značené jako AXS4.1

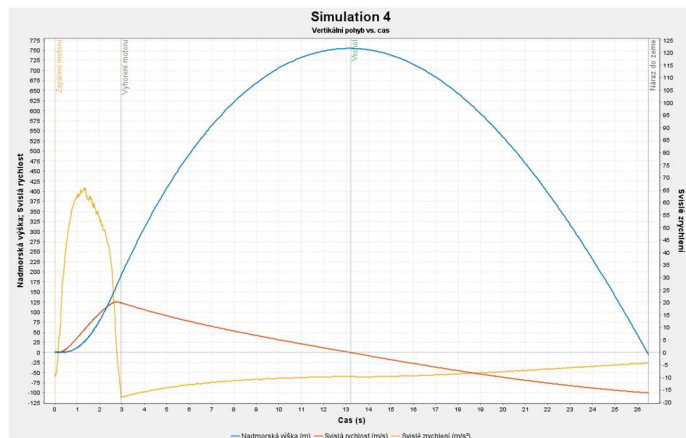
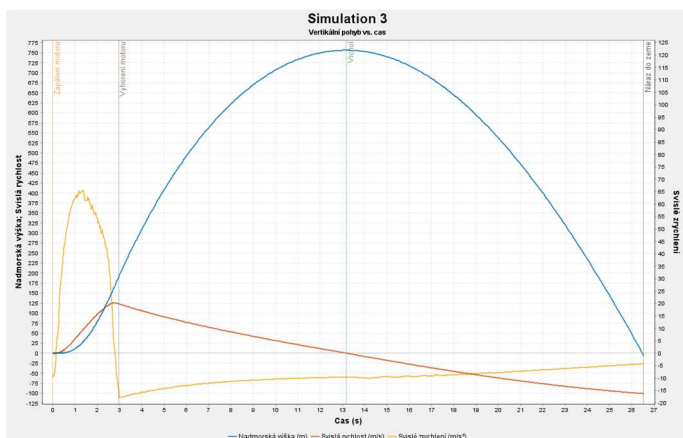


Zdroj: Výkres v AutoCAD 2021

Původně jsem vypracovával design tzv. „Von Kármánův Haack tvar hlavice“, ten je matematicky odvozen pro minimalizaci odporu pro danou délku a průměr hodnoty $C \Rightarrow (LD)$, a pro minimalizaci odporu pro danou délku a objem $C \Rightarrow (LV)$. Tento tvar je konstrukčně poměrně náročný, jeho výstupní data ze simulací se liší od značně jednoduššího parabolického designu mikroskopicky, takže jsem navzdory atraktivitě fyzikálních výhod zvolil “klasický” parabolický design. Výpočty:



Zdroj: Vlastní fotografie



Simulace s Haack tvarem hlavice

Simulace s parabolickým tvarem hlavice

Grafy jsou takřka identické. Hlavice s aktuálním designem bude využívat jako materiál PLA filament o hustotě tisku 25 % z již zmíněných důvodů.

Samotná špička je momentálně koncipovaná z mechanického hlediska jako dva rozdílné koncepty. Pro lepší odpojitelnost AXS4.1 se uvažuje varianta rozdělení aerodynamického krytu

na dva kryty, které budou připevněny pomocí svazku rezné nitě k AXS3.1. Kryty tak zůstanou s celou sestavou pohromadě po výmetu stlačeného vzduchu.

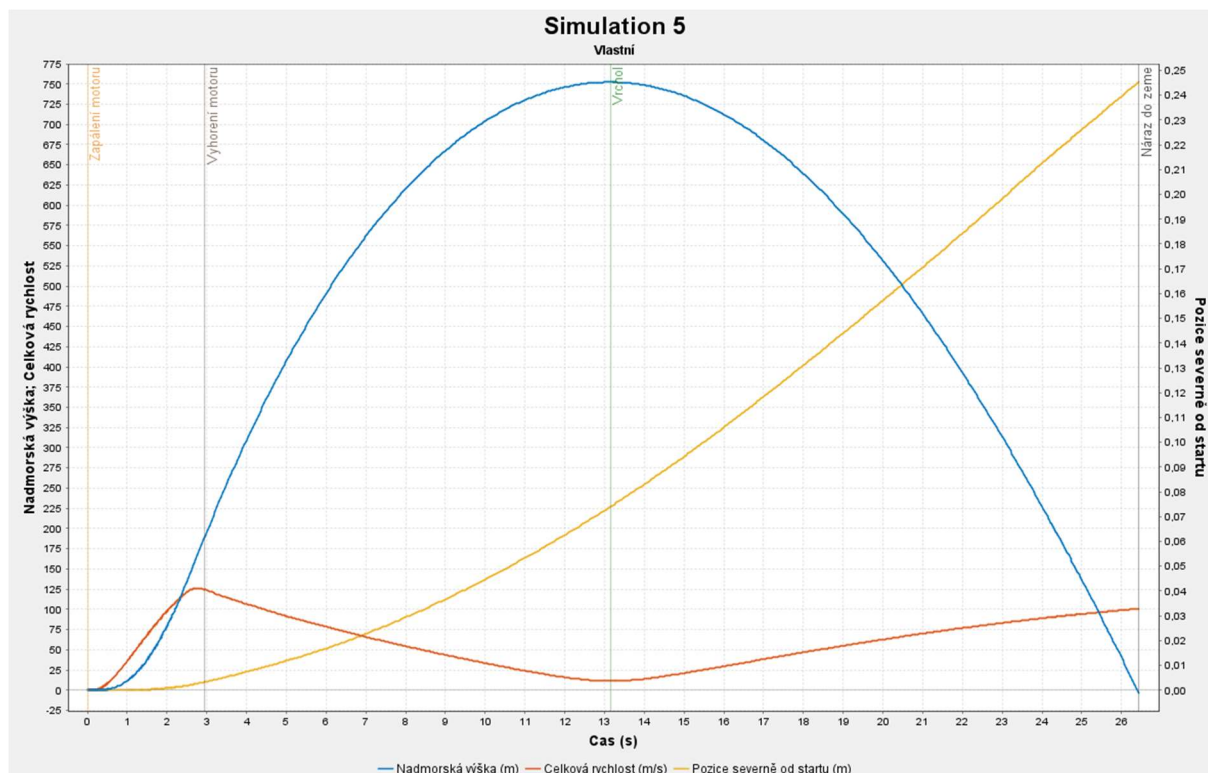
Jako další, zatím aktuálnější, je jednotný kónický tvar, který bude ultra tenký a bude sloužit pouze pro aerodynamické účely. Padák bude pevně složen pod přepážkou kónusu, aby bylo zablokováno “vystřelení“ padáku právě dovnitř špičky. To by vedlo pravděpodobně k zaseknutí a dalším komplikacím k přistání.

Vše bude určeno formou testů, jelikož frekvence testování během vývoje bude vysoce efektivní právě kvůli výrobní metodě 3D tisku. Tyto zkoušky nám potvrdí, zdali je určitá metoda efektivnější než ta druhá.

Útroby aerodynamické špičky by mohli ve finále druhého konceptu sloužit jako prostor pro datovou – analytickou avioniku, kde mluvíme o arduinu nano, které by využívalo hned několik měřicích modulů. Barometr, akcelerometr, teploměr, malou kameru, hygrometr a další přístroje. Tato přístrojová deska by mohla být koncipovaná jako sonda, nezávislá na konstrukci rakety. Jednoduše by se jednalo oddělený kus pro zájmové aktivity do budoucna.

Základní letové a výkonové parametry rakety

Apogeu	Maximální rychlost	Maximální Akcelerace	Celkový impuls	Čas letu
735 m	123m/s $\Rightarrow$ 442,8 km/h	64,2m/s ⁻¹	1 320 N s	26,4 s



Simulace nadmořské výšky se vzdáleností od rampy severním směrem

Zdroj: OpenRockets

Stabilita ArapeX

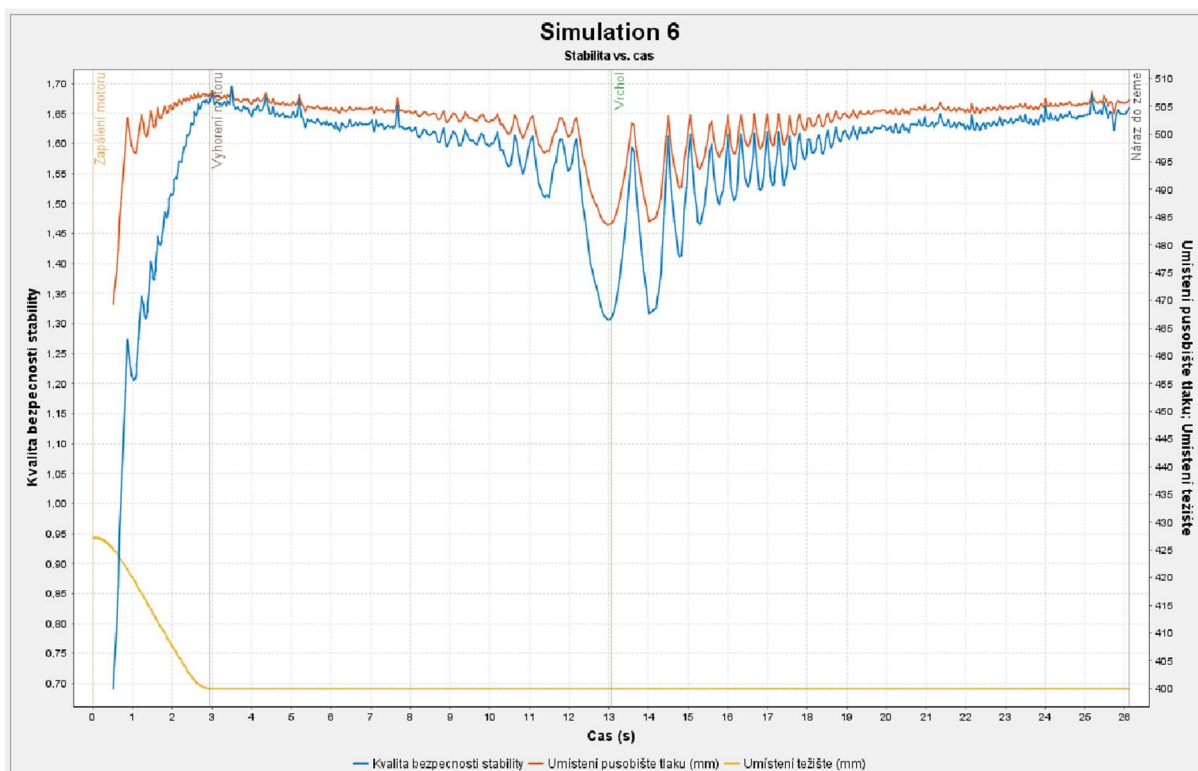
Stabilita ArapeX se drží v normě nad 1 calibr statické stability. Konkrétně mluvíme o stabilitě s motorem Gragas a celým vybavením 1,2 cal.

Viz. obrázek:

Stabilita: 1,2 cal / 11,7 %
● Težiště: 427 mm
● Centrum tlaku: 504 mm
v $M=0,300$

Zdroj: Screenshot z programu OpenRocket

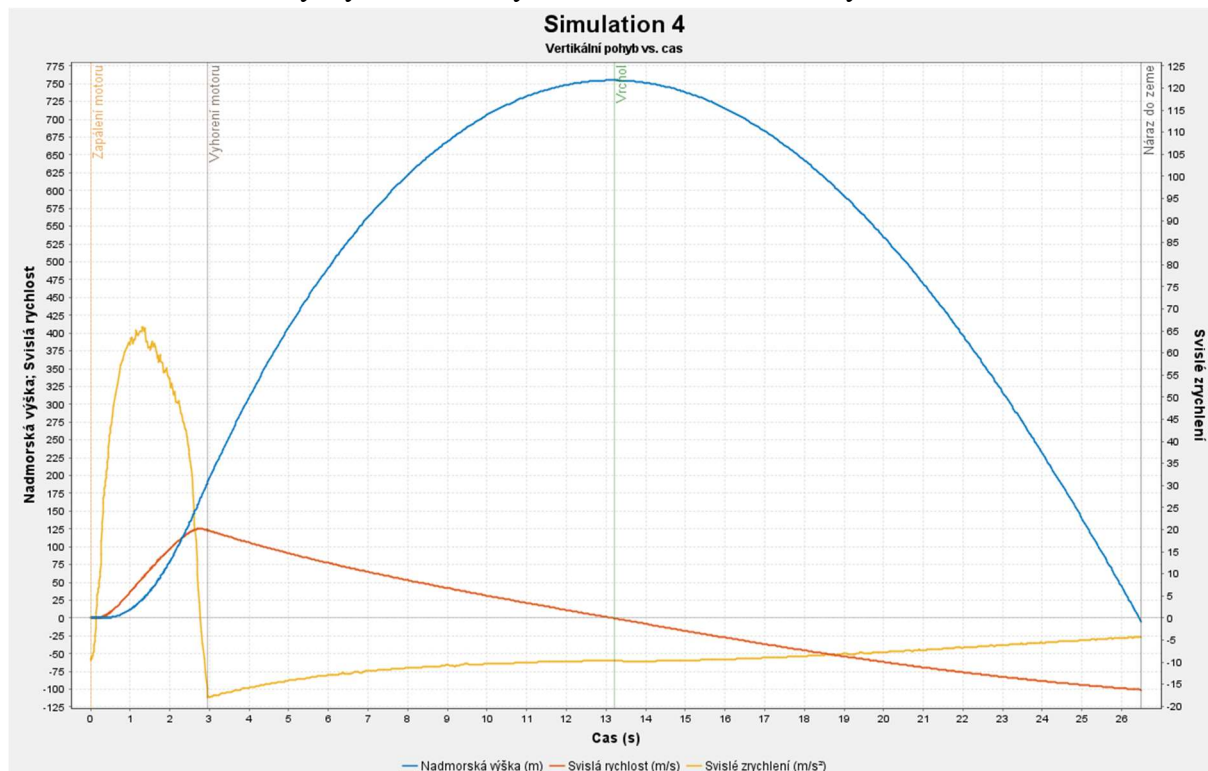
Další je snímek simulace stability oproti času.



Zdroj: Screenshot z programu OpenRocket

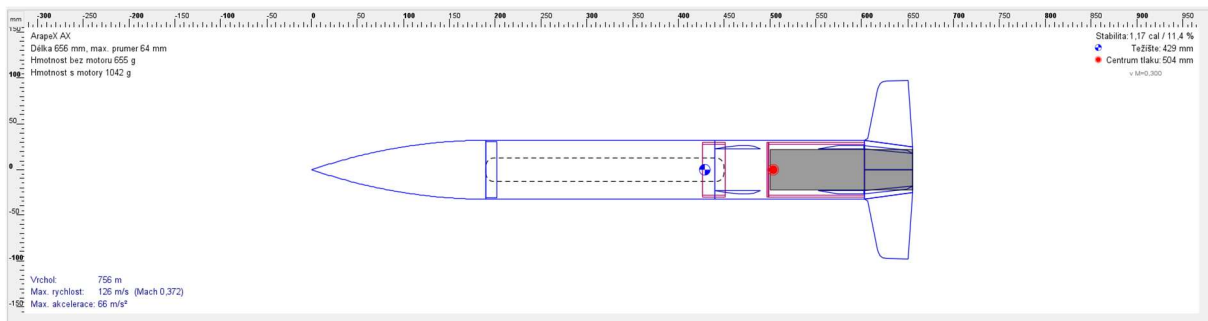
Raketa má takto optimální stabilitu. Ze vlastních zkušeností jiných startů víme, že stabilita od 0,8 až 1,2 cal. Je optimální interval pro stabilní let s dostatečnou akcelerací nosiče.

Simulace nadmořské výšky se svislou rychlostí a akcelerací rakety



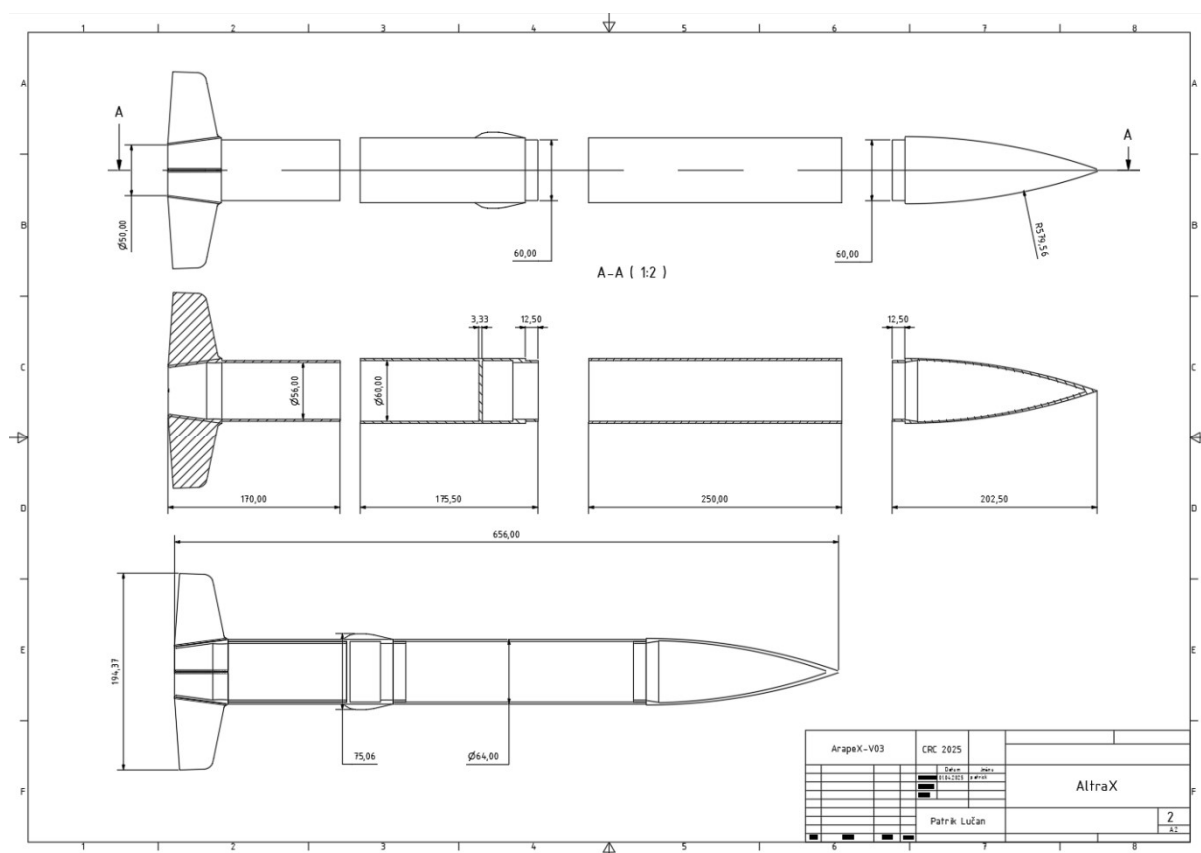
Zdroj: OpenRockets

Technické rozložení rakety v programu OpenRockets.



Zdroj: Printscreen z OpenRockets

Výkres rakety ArapeX ve vývojové verzi



Zdroj: Výkres sestavy rakety v programu AutoCAD 2021

Raketa ArapeX je za hlavní základní vývojovou fází, stále pracujeme na optimalizaci systému znovupoužitelnosti, jelikož jde o nejkritičtější a defacto nejdůležitější část soutěže. Do budoucna se budeme zabírat Více specifikovanými informacemi právě ohledně „recovery“ systému a jistým geometrickým změnám na konstrukci. Také uvedeme technickou dokumentaci vnitřní konstrukce pro avionický a mechanický systém, včetně přesných parametrů padáků, elektroniky, komunikace a celého systému.

Budeme se i věnovat prvním testům a stavbě samotné rakety ze zakoupených komponentů.

18. Zdroje

Informační zdroje:

1. NAKKA, Richard. *Fins for Rocket Stability* [online]. [cit. 5.4.2025]. Dostupný na WWW: <https://www.nakka-rocketry.net/fins.html>
2. NAKKA, Richard. *Introduction to Rocket Design* [online]. [cit. 5.4.2025]. Dostupný na WWW: https://www.nakka-rocketry.net/RD_fin.htm
3. HENNIN, Bart. *Why Should You Airfoil Your Fins?* [online]. [cit. 5.4.2025]. Dostupný na WWW: <https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter305.pdf>
4. NAKKA, Richard. *nakka-rocketry* [online]. [cit. 9.5.2025]. Dostupný na WWW: https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html
5. WOODING, Steven. *Specific impulse calculator* [online]. [cit. 9.5.2025]. Dostupný na WWW: <https://www.omnicalculator.com/physics/specific-impulse>
6. NEZNÁMÝ, Neznámý. *estes d12* [online]. [cit. 14.5.2025]. Dostupný na WWW: <https://estesrockets.com/products/d12-5-engines>

Obrázkové zdroje:

1. ASWIN, Mr; S ATHUL, Krishna. *iopscience.iop.org* [online]. [cit. 5.4.2025]. Dostupný na WWW: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/2272/1/012003/pdf>
2. NEZNÁMÝ, Neznámý. *Noožle* [online]. [cit. 9.5.2025]. Dostupný na WWW: <https://learn.andoyaspace.no/ebook/student-rocket-pre-study/rocket-engines/nozzle/>
3. NEZNÁMÝ, Neznámý. *The Bell Nozzle* [online]. [cit. 9.5.2025]. Dostupný na WWW: <https://rocketschnozzles.weebly.com/the-bell-nozzle.html>
4. GIBSON, Andrew. *fluid dynamics* [online]. [cit. 9.5.2025]. Dostupný na WWW: <https://physics.stackexchange.com/questions/505495/structure-of-mach-diamonds-in-supersonic-and-hypersonic-flows-spacex-raptor-eng>
5. NEZNÁMÝ, Neznámý. *What is the strange dark gas layer closest to the exhaust nozzle on NASA's Saturn V Moon launch vehicle's first-stage Rocketdyne F-1 liquid engines?* [online]. [cit. 10.5.2025]. Dostupný na WWW: <https://www.quora.com/What-is-the-strange-dark-gas-layer-closest-to-the-exhaust-nozzle-on-NASAs-Saturn-V-Moon-launch-vehicles-first-stage-Rocketdyne-F-1-liquid-engines>

6. NEZNÁMÝ, Neznámý. *TARC-D12* [online]. [cit. 14.5.2025]. Dostupný na WWW:
<https://estesrockets.com/cdn/shop/products/TARC-D12-5.jpg?v=1678818706&width=1946>