



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Rozvinovací mechanismy solárních  
plachetnic**

**Deployment mechanisms of solar sails**

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**2021**

**Přemysl ČECHURA**

**Studijní program:** B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

**Studijní obor:** 2301R000 Studijní program je bezoborový

**Vedoucí práce:** Ing. Jaromír Kučera

## **Prohlášení**

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW, atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne .....

.....

podpis

## **Poděkování**

Rád bych poděkoval svému vedoucímu práce Ing Jaromíru Kučerovi za trpělivost a ochotu a věcné připomínky při tvorbě této práce. Dále bych rád poděkoval rodině za podporu při studiu a obzvláště mamince za trpělivost a odborné rady, nejen v oblasti jazyka českého.

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: Čechura Jméno: Přemysl Osobní číslo: 482428  
Fakulta/ústav: Fakulta strojní  
Zadávající katedra/ústav: Ústav letadlové techniky  
Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství  
Studijní obor: bez oboru

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Rozvinovací mechanismy solárních plachetnic

Název bakalářské práce anglicky:

Deployment mechanisms of solar sails

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- Rešerši problematiky navržených a prakticky realizovaných konstrukčních řešení rozvinovacích mechanismů solárních plachetnic
- Na základě rešerše zvolte vhodný mechanismus pro použití pro platformu CubeSat
- Proveďte koncepční návrh vybrané konstrukce a rozvinovacího mechanismu.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jaromír Kučera, ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: 30.04.2021

Termín odevzdání bakalářské práce: 30.07.2021

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

Ing. Jaromír Kučera  
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

## Anotační list

Anotace:

Tato bakalářská práce je zaměřena na konstrukční řešení solárních plachetnic a jejich rozvinovacích mechanismů. V první části je provedena rešerše problematiky na základě rozboru prakticky realizovaných řešení. Na rešerši navazuje hodnocení mechanismů solárních plachetnic, s využitím metody vícekriteriálního rozhodování.

Výstupem jsou konstrukční parametry důležité pro vznik konceptu solární plachetnice založené na platformě CubeSat.

Autor:	Přemysl Čechura	
Název BP/DP:	Rozvinovací mechanismy solárních plachetnic	
Rok vyhotovení:	2021	
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství	
Obor studia:	2301R000 Studijní program je bezoborový	
Ústav:	Ústav letadlové techniky	
Vedoucí BP/DP:	Ing. Jaromír Kučera	
Bibliografické údaje:	počet stran	48
	počet obrázků	29
	počet grafů	1
	počet tabulek	7
	počet příloh	0
Klíčová slova:	solární plachetnice, CubeSat, hodnocení konstrukčních řešení	

## **Anotation list**

Anotation:

This bachelor thesis is focused on the design of solar sails and their deployment mechanisms. In the first part, a search of the issue is performed based on the analysis of practically implemented solutions. The search is followed by an evaluation of the mechanisms of solar sails, using the method of multicriteria decision. The output is the design parameters important for the creation of the concept of a solar sails based on the CubeSat platform.

Author:	Přemysl Čechura	
Title of bachelor thesis:	Deployment mechanisms of solar sails	
Academic year:	2021	
University:	Czech Technical University in Prague Faculty of mechanical engineering	
Studijní program:	B2342 Theoretical fundamentals of mechanical engineering	
Obor studia:	2301R000 The study programme is without specialisation	
Department:	Department of Aerospace engineering	
Supervisor:	Ing. Jaromír Kučera	
Bibliografické údaje:	number of pages	48
	number of figures	29
	number of graphs	1
	number of tables	7
	number of attachmnets	0
Keywords:	solar sails, CubeSat, evaluation of design solutions	

## Obsah

Prohlášení .....	II
Poděkování .....	III
Anotační list.....	V
Anotation list .....	VI
Obsah.....	VII
Seznam použitých zkratk .....	9
Seznam použitého značení .....	9
1. Úvod .....	11
2. Princip solárního plachtění .....	12
2.1 Tlak slunečního světla .....	12
2.2 Princip pohonu .....	14
2.3 Možnosti cestování.....	16
3. Konstrukce solárních plachetnic .....	19
3.1 Rozdělení podle tvaru plachty .....	20
3.2 Rozdělení podle způsobu napnutí plachty a typu nosníků .....	22
3.3 Možnosti ovládání plachetnic .....	25
3.4 Materiály plachet.....	28
4. Z historie solárních plachetnic .....	30
4.1 Raná historie a projekt Echo .....	30
4.2 Znamya .....	31
4.3 Cosmos 1.....	32
4.4 Nanosail – D/D2.....	32
4.5 IKAROS.....	33
4.6 Sunjammer .....	34
4.7 Lightsail 1/2 .....	35
4.8 NEA Scout .....	36
5. CubeSat.....	37
5.1 Standard .....	37
6. Návrh konceptu .....	38
6.1 Zhodnocení mechanismů .....	38
6.2 Návrhové parametry konceptu .....	40
6.3 Souhrn parametrů konceptu .....	42
7. Závěr.....	44
Seznam obrázků.....	45

Seznam grafů .....	45
Seznam tabulek .....	45
Bibliografie.....	46



## Seznam použitých zkratek

- SRP Solar radiation pressure – tlak slunečního světla
- NEA Near Earth Asteroids – Blízkozemní asteroidy
- STEM Storable Tubular Extendable Member- složitelný trubkový prodlužující člen
- CTM Collapsible Tubular Mast – skládací trubkový nosník
- TRAC . Triangular Rollable and Collapsible Boom – trojúhelníkový skládací a rolovací nosník
- RCD Reflectivity control device – zařízení měnící odrazivost
- LCD Liquid crystal display – displej z tekutých krystalů
- PVD Physical vapour deposition – naprašování pomoví fyzikálních principů
- CP – 1 Colorless polymer 1 – druh obchodního označení polymeru
- JAXA Japan Aerospace Exploration Agency – japonská národní vesmírná agentura
- NASA National Aeronautics and Space Administration – národní úřad pro letectví a kosmonautiku
- MSFC Marshall Space Flight Center – Marshallovo vesmírné letové středisko

## Seznam použitého značení

$r$  poloměr, vzdálenost od Slunce

$I$  Intenzita zářivého toku

$E$  kinetická energie

$p_m$  mechanická hybnost

$\mathbf{n}$  normáový vektor plocha plachty

$\mathbf{r}$  radiální směrový vektor

$a_c$  charakteristické zrychlení

$\sigma_m$  plošná hmotnost

$\alpha$  koeficient absorpce záření

$P_{in}$	přijaté teplo
$P_{out}$	odvedené teplo
$\epsilon$	koeficient emisivity
$T$	termodynamická teplota
$\sigma$	Stefan-Boltzmannova konstanta
$l$	délka nosníků
$m_p$	plošná hmotnost plachty

# 1. Úvod

Pro pohon sond a kosmických plavidel je vždy potřeba využít pohonné látky. Pohony dělíme podle toho, zda tyto pohonné látky je třeba nést s sebou, což vede k velkému nárůstu hmotnosti. Druhou možností je využití vnější pohonné látky. Ve vesmíru, kde je vysoké vakuum, je však málo částic. A ještě méně těch, které by se daly využít k pohonu. Zároveň s tím je i odpor prostředí velice malý, tedy i malé generované síly pohonem mohou mít požadovaný efekt pohonu.

V mé práci se zabývám plavidly, které využívají možnost pohybu pomocí vnější pohonné látky. Největším zdrojem částic je naše nejbližší hvězda, Slunce. Pro pohon kosmických objektů lze využít fotonů a slunečního větru. Bakalářská práce je zaměřena na konstrukce plavidel využívající pohon tlakem slunečního záření, neboli tlakem světla. Díky podobnosti (a z historických důvodů) se tyto plavidla nazývají solární plachetnice, ač je paradoxem, že pro pohon se využívá tlak světla, a nikoliv sluneční vítr.

Bakalářská práce má vytyčeny tři cíle. V první části mé práce se zabývám principy solárního plachtění a vlastními konstrukčními možnostmi solárních plachetnic a jejich rozvinovacích mechanismů. V další části tyto poznatky klasifikuji a vybírám z nich nejvhodnější řešení pro použití solárního plachtění na platformě CubeSat. Třetím cílem je provést koncepční návrh vybraného řešení, které vychází z poznatků plynoucích z předchozích částí práce.

## 2. Princip solárního plachtění

Solární plachetnice, jak jsem již naznačil v úvodu, jsou vesmírná plavidla hnaná vnější pohonnou látkou, avšak v meziplanetárním prostoru je vysoké vakuum a je zde na pozemské poměry málo částic, které by se k pohonu daly použít. Největším zdrojem záření a částic je v naší soustavě Slunce. Ze všech Sluncem produkovaných částic jsou pro pohon vesmírných plavidel použitelné dvě, a to jsou sluneční vítr a světelné záření.

Sluneční vítr je proud vysokorychlostních nabitých částic unikajících ze Slunce, nejčastěji jsou to protony a elektrony. Jelikož jsou tyto částice kladně nebo záporně nabitě, je výhodné k jejich zachytávání a odrazu, pro přenos jejich hybnosti, využít magnetického nebo elektrostatického pole. Od názvu těchto polí je odvozen i název takto hnaných plavidel, jsou to Elektrostatické a Magnetické plachetnice.

Pro pohon světlem, které nenese elektrický náboj, a tedy nelze využít žádného pole, je nutné dát mu do cesty překážku, která světlo absorbuje nebo odrazí. Tato překážka musí být pro světlo neprůchozí. Protože už podle pocitu hybnost, kterou světlo přenáší, je malá, musí plavila být zároveň velká a lehká. Tento popis odpovídá tomu, co si každý představí pod pojmem plachta a název takto poháněného plavidla je zřejmý – Solární plachetnice.

### 2.1 Tlak slunečního světla

Již před 400 lety si všimnul Johannes Kepler při pozorování komet, že mají dva viditelné ohony. Oba ohony jsou vždy v radiálním směru od slunce a jeden z nich je stočený po směru trajektorie letu. Kepler toto nazval jakousi sluneční brízou<sup>1</sup>, jež ohony komet odvívá, a spekuloval nad možností plavby ve vesmíru pomocí plachet, stejně jako se tehdy cestovalo i po mořích na Zemi.

Dnes nazýváme tyto dva ohony prachový a iontový. Prachový je ten stočený po směru trajektorie, protože prachové částice jsou oproti jednotlivým iontům mnohem těžší a vliv tzv. brízy je menší.

Vlastní bríza není sluneční vítr, jak by se na první pohled mohlo zdát, ale je to tlak slunečního záření. Sluneční vítr jsou nabitě částice unikající ze sluneční koróny a pohybující se velikou rychlostí, jejich vliv je však 5-10 000krát menší než tlak slunečního záření. Tlak slunečního záření z anglického Solar radiation pressure – SRP je efekt částicového charakteru světla a jeho

---

<sup>1</sup> Bríza je termický typ větru vznikající na rozhraní velké vodní plochy a pevniny.

kvant fotonů. Tento efekt byl poprvé demonstrován již Maxwellem rozpořybováním kousku lesklé folie paprskem světla uvnitř vakuové komory. [1]

Tlak slunečního světla se dá jednoduše spočítat, vyjdeme-li ze zářivého výkonu Slunce.

$$L_{\odot} = 3,827 \cdot 10^{26} \text{ W} \quad (1)$$

Intenzita zářivého toku pro záření na kulové ploše pak bude:

$$I = \frac{L_{\odot}}{4\pi \cdot r^2}, \quad (2)$$

kde  $r$  [m] je poloměr kulové sféry neboli vzdálenost od zdroje záření. Přenesenou energii získáme integrací přes čas:

$$E = I \cdot t, \quad (3)$$

Podle teorie relativity je hybnost fotonů svázána s jejich energií

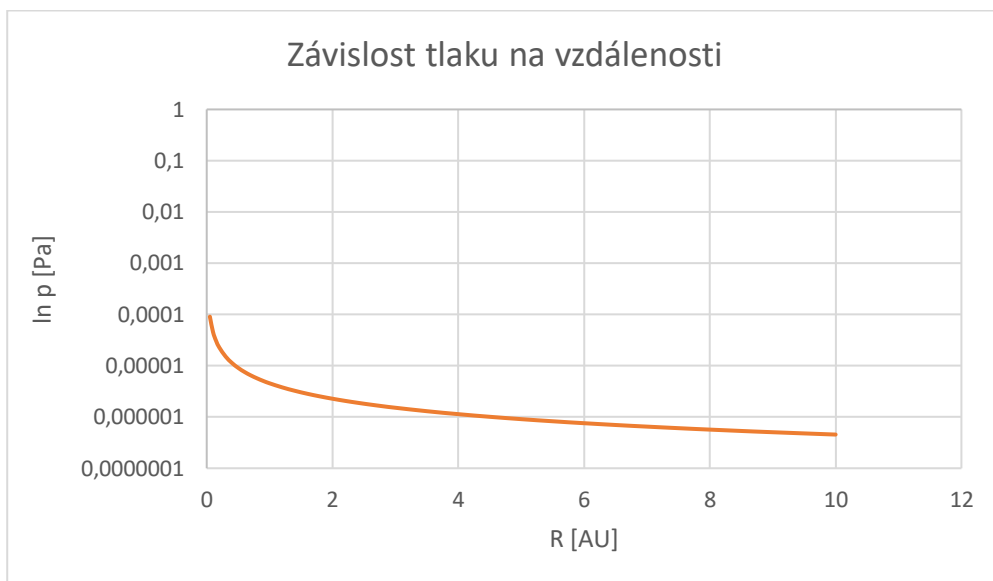
$$p_m = \frac{E}{c}, \quad (4)$$

kde  $c$  je rychlost světla ve vakuu.

Změnu hybnosti získáme působením síly v čase. Pokud vezmeme měrnou sílu  $f$ , neboli sílu vztáženou na plochu, bude nám odpovídat tlaku  $p$  a získáme tak tlak slunečního záření. Dosazením rovnic (2),(3),(4) vznikne závislost SRP na vzdálenosti od zdroje záření.

$$p = f = \frac{p_m}{t} = \frac{L_{\odot}}{4\pi \cdot r^2 \cdot c} \quad (5)$$

Na Graf 1 můžeme pozorovat tento vztah po dosazení parametrů pro naše Slunce.



Graf 1 Graf závislosti SRP na vzdálenosti od Slunce.

Pro vzdálenost na úrovni Země, dosažením 1 AU, vychází tlak:

$$p_{\delta} = \frac{3,827 \cdot 10^{26}}{4\pi \cdot 1,49597 \cdot 10^{11^2} \cdot 2,99792 \cdot 10^8} = 4,392 \cdot 10^{-6} Pa \quad (6)$$

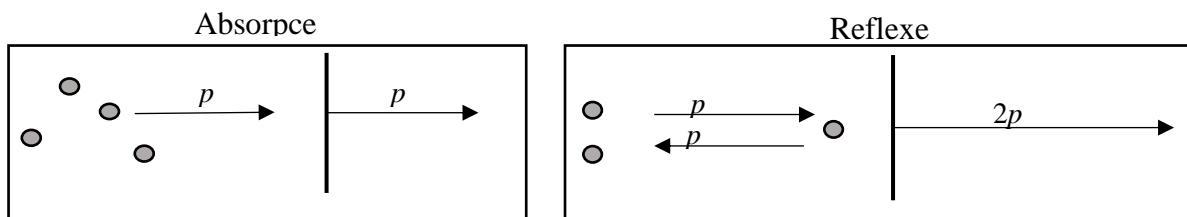
Tento tlak vychází na zemské poměry velice malý, ve výšce přibližně od 600–900 km je však atmosféra je dostatečně řídká, aby jeho efekt byl znatelný. V meziplanetárním prostoru, kde je vysoké vakuum a žádné odporové síly, dokáže i tento tlak, který působí nepřetržitě, za delší časové období změnit rychlost plavidla i řádově o kilometry za sekundu.

## 2.2 Princip pohonu

Základním principem pohonu solárních plachetnic je využití tlaku světla, tedy využití hybnosti přenášené fotony pro urychlení plachetnice. Podle zákona zachování hybnosti jsou dvě možnosti přenosu.

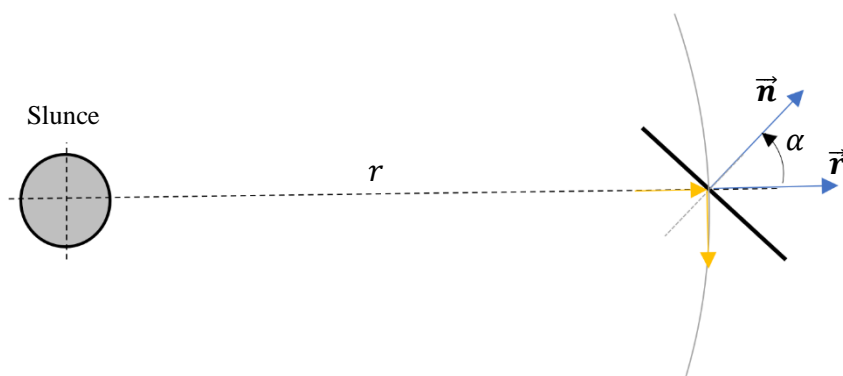
První možností je absorpce fotonů. Při ní plachta pouze přijme fotony, přičemž se urychlí pomocí jejich hybnosti. Je zde omezena možnost manévrování a změny trajektorie a také díky tomu, že ve vesmíru nelze přenášet teplo konvekcí a kondukcí, ale pouze zářením, nastávají u této možnosti problémy s odvodem přijatého tepla a následnému zahřívání plachty.

Druhou možností je využití reflexe neboli odrazu světla. Při odrazu je přenášená hybnost dvojnásobná a je zde i možnost manévrování. Zároveň s tím je i vyřešena otázka zahřívání, jelikož plachta fotony odrazí, nepřijme jejich přenášené teplo.



Obr. 1.: Dvě možnosti přenosu hybnosti.

Kromě tlaku světla na plachetnici působí též gravitační síla, která ji udržuje na oběžné dráze, kde pohon tlakem světla není tak jednoduchý, jako na Obr. 1. Urychlování nebo zpomalování plachetnice je také závislé na úhlu mezi radiálním vektorem  $\vec{r}$ , ve směru od Slunce, a normálovým vektorem plochy plachty  $\vec{n}$ .



Obr. 2.: Působení SRP na plachetnici.

Zjednodušíme-li situaci, uvažujme ideální plachtu, tzn. plachtu s ideálním rovným tvarem a odrazivostí  $\eta$ . Výsledné zrychlení pak vychází podle vztahu:

$$\mathbf{a} = \frac{2p_{\delta}A_s}{m} \left(\frac{r_{\delta}}{r}\right)^2 \rho (\vec{n} \cdot \vec{r})^2 \vec{n} \quad , \quad (7)$$

kde  $p_{\delta}$  je tlak světla na úrovni Země ( $\sim 1$  AU),  $A_s$  je plocha plachty,  $m$  je hmotnost sondy,  $r_{\delta}$  je vzdálenost země slunce ( $\sim 1$  AU),  $r$  je vlastní vzdálenost sondy od slunce a  $\rho$  je odrazivost povrchu plachty.

Skalární násobení vektorů  $\vec{n}$  a  $\vec{r}$  lze chápat také jako cosinus úhlu jimi svíraného.

$$\cos \alpha \cong (\vec{n} \cdot \vec{r}) \quad (8)$$

Následně pro složitější reálnější model, znázorňující rovnice (9), zrychlení  $\mathbf{a}$  zde zahrnuje koeficienty  $b_1, b_2, b_3$ , ve kterých jsou uloženy informace o nedokonalosti tvaru a vlastnosti povrchu solární plachty.

$$\mathbf{a} = \frac{2p_{\delta}A_s}{m} \left(\frac{r_{\delta}}{r}\right)^2 (\vec{\mathbf{n}} \cdot \vec{\mathbf{r}}) [b_1\vec{\mathbf{r}} + (b_2\vec{\mathbf{n}} \cdot \vec{\mathbf{r}} + b_3)\vec{\mathbf{n}}] \quad (9)$$

Koeficienty  $b_1, b_2, b_3$  lze vypočítat z rovnic.

$$b_1 = \frac{1 - \rho s}{2}, \quad (10)$$

$$b_2 = \rho s, \quad (11)$$

$$b_3 = \frac{B_f \rho (1 - s)}{2} + \frac{(1 - \rho)(\epsilon_f B_f - \epsilon_b B_b)}{2(\epsilon_f + \epsilon_b)}, \quad (12)$$

kde  $\rho$  je koeficient odrazivosti povrchu plachty,  $s$  je poměrné množství fotonů zrcadlově odražených (spekulární reflexe),  $B_f$  ( $B_b$ ) je Non-Lambertian koeficient předního (zadního) povrchu plachty,  $\epsilon_f$  ( $\epsilon_b$ ) je koeficient emisivity předního (zadního) povrchu plachty.

Tabulka 1 obsahuje koeficienty pro ideální plachetnici a pro reálnější model JPL-2015.

Parametr	$\rho$	$s$	$B_f$	$B_b$	$\epsilon_f$	$\epsilon_b$	$b_1$	$b_2$	$b_3$
Ideální	1	1	2/3	2/3	0	0	0	1	0
JPL-2015	0,91	0,94	0,79	0,67	0,025	0,27	0,0723	0,8554	-0,003

Tabulka 1 Koeficienty pro výpočtové modely.

Pro případ, že normálový vektor  $\vec{\mathbf{n}}$  je rovnoběžný s radiálním vektorem  $\vec{\mathbf{r}}$ , přechází rovnice (9) do nejjednoduššího tvaru, který si můžeme představit viz Obr. 1. Tato situace může nastat, pokud plachetnice je na oběžné dráze planety, např. Země. Dané zrychlení se uvádí jako charakteristické zrychlení  $a_c$ . Toto zrychlení lze použít pro návrh a porovnávání různých typů solárních plachetnic [2].

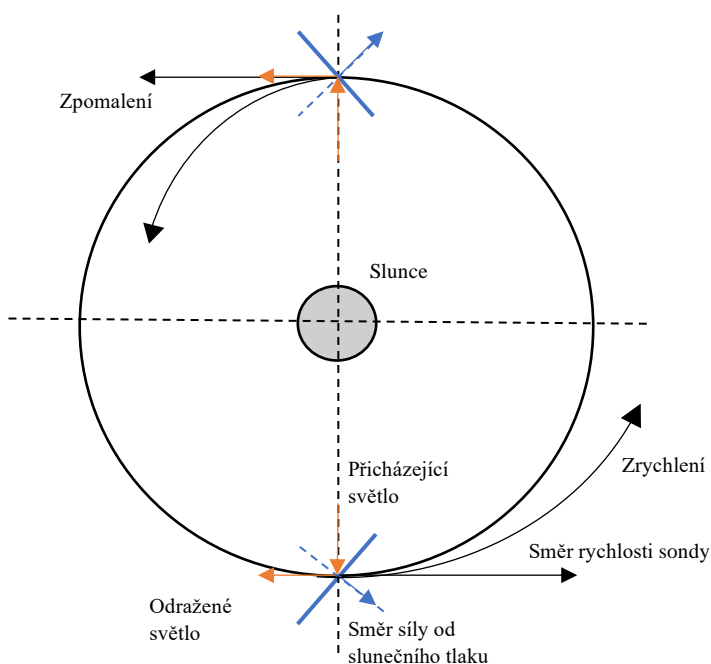
$$a_c = \frac{2p_{\delta}A_s}{m} (b_1 + b_2 + b_3) \quad (13)$$

## 2.3 Možnosti cestování

Jak je vidět na Obr. 2 a Obr. 3, urychlování/zpomalování lze ovlivnit velikostí úhlu  $\alpha$ , tedy natáčením roviny plachty vůči Slunci. Plachetnice může tak zrychlovat a zpomalovat, a tak efektivně cestovat napříč Sluneční soustavou. Pro velkou část misí je výhodnější a levnější užití



konvenčních pohonů. Jsou ale i trajektorie, které je jednoduché dosáhnout solárním plachtěním a bylo by složité jich dosáhnout pomocí konvenčních pohonů.



Obr. 3.: zrychlení a zpomalení plachetnice.

Zde uvedu několik příkladů pro výhodné využití solárních plachetnic.

### Cesty do vnitřní části Sluneční soustavy

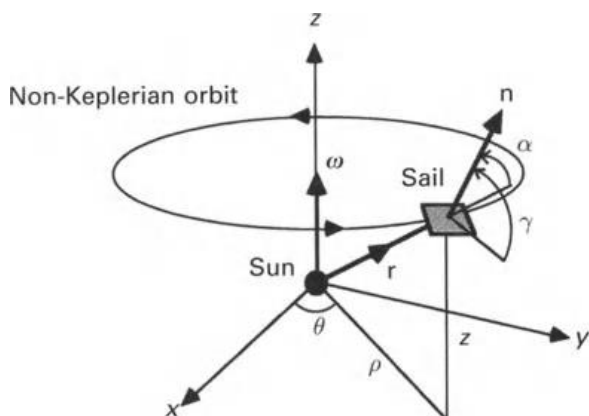
Trajektorie s blízkým průletem kolem Slunce a vysokou excentricitou, pro ně by bylo nutné s konvenčními pohony provést gravitační manévry okolo Jupiteru a mít vysokou startovní rychlost. Cesty k vnitřním planetám Sluneční soustavy také nabízejí zajímavé možnosti využití solárních plachetnic, při nichž odpadají gravitační manévry, a i nutnost startu v daném startovacím okně [3].

#### Blízkozemní asteroidy

Blízkozemní asteroidy jsou objekty, jejichž oběžná dráha je blízká oběžné dráze Země. K nim je nyní plánovaná sonda s názvem NEA Scout, která je solární plachetnicí. U této mise by bylo možné použít sondu s konvenčním pohonem, ale solární plachetnice má značné výhody, co se týká možností počtu prozkoumaných těles a eliminace potřeby startovat v omezeném startovacím okně [4].

## Nekeplerovské orbity

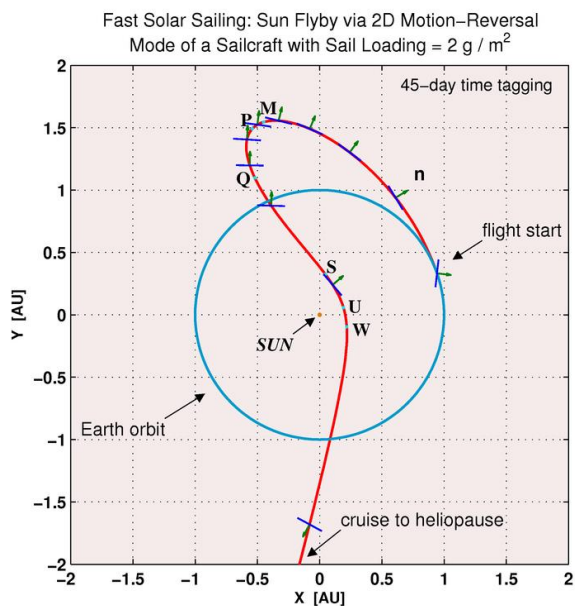
Nekeplerovské orbity jsou orbity rovnoběžné s rovinou ekliptiky, v jejich středu se nenachází Slunce. Právě tlak světla působící nepřetržitě dokáže plachetnici na takové dráze udržet, ale bude nutný další vývoj, protože charakteristické zrychlení plachetnice nutné pro udržení se na takové orbitě musí být alespoň  $a_c = 6mm/s^2$ .



Obr. 4.: Nekeplerovské orbity [3].

## H-reversal manévr

H-reversal manévr je manévr s velmi blízkým průletem kolem Slunce, jež dokáže plachetnici významně urychlit. Může tak sloužit jako rychlá cesta k vnějším planetám a mimo Sluneční soustavu. Blízký průlet u Slunce ale způsobí výrazné zahřátí solární plachty a je nutné s ním při vývoji počítat. [3]



Obr. 5.: H-reversal manévr [29].

## Úklid na orbitě

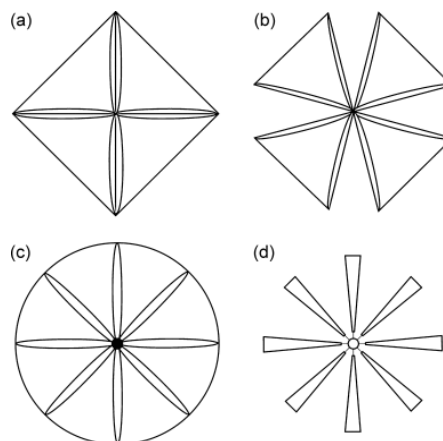
Další možností využití solárních plachetnic je problém vysloužilých satelitů a kosmického smetí. Rozvinutá plachta jako velký objekt na zemské orbitě je brzděna o zbytky atmosféry a plachetnice po připojení k vysloužilému neovladatelnému satelitu nebo kusům kosmického smetí a následném rozvinutí plachty může být použita ke kontrolovatelnému sestupu a následně zániku tohoto odpadu v zemské atmosféře. Jeden z testovaných projektů s názvem DeOrbiSail je vyvíjen přímo pro toto použití. [5]

## 3. Konstrukce solárních plachetnic

Základním konstrukčním prvkem všech solárních plachetnic je velká plachta pro pohon. Podle jejího tvaru a systému napnutí můžeme typy plachetnic dělit. Podle tvaru je dělíme na: diagonální (čtvercové), segmentové, diskové a heliogyroskopické viz Obr. 6. Obr. 6.: Typy solárních plachetnic a) diagonální, b) segmentové, c) diskové, d) heliogyroskopické. .. Podle systému napnutí a typu nosníků dělíme na: s pevnými podpěrami, s nafukovacími podpěrami, udržované rotací, s rolovacími listy. Rozdělení solárních plachetnic shrnuje Tabulka 2 [6].

Druh rozdělení	Jednotlivé typy
Tvar plachty	Diagonální Segmentové Diskové Heliogyroskopické
Způsob napnutí plachty a typ nosníků	S pevnými podpěrami S nafukovacími podpěrami Udržované rotací S rolovacími listy

Tabulka 2 Rozdělení typů plachetnic podle tvaru a typu nosníků.



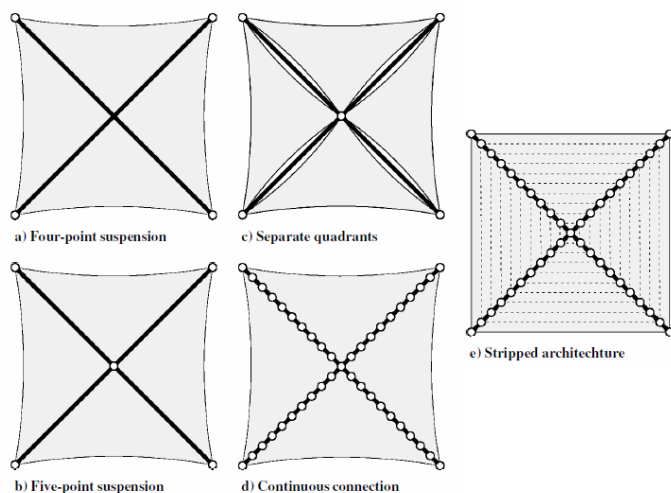
Obr. 6.: Typy solárních plachetnic a) diagonální, b) segmentové, c) diskové, d) heliogyroskopické. [6].

## 3.1 Rozdělení podle tvaru plachty

### Diagonální plachta

Diagonální plachta je tvarem v podstatě čtverec. Tělo sondy je umístěno uprostřed tohoto čtverce a plachta je udržována pomocí 4 pevných nosníků ve směru úhlopříček čtverce. Tyto nosníky jsou namáhány silou od napínání plachty a ohybem od pohonu pomocí plachty. Pro velké plachty je nutné tyto nosníky vyztužit například postupným zavěšením k dalšímu nosníku vedeném v normálovém směru plochy plachty, podobně jako zavěšení visuté mostní konstrukce na pilířích. Co se týká minimálního počtu potřebných nosníků a jejich délky je tento typ plachty nejvýhodnější, jsou potřeba 4 nosníky a jejich délka v poměru s plochou plachty vychází nejlépe pro čtverec.

Plachtu je možné mít jako čtverec v celku, nebo ji rozdělit na části, tyto části jsou pak napnuté mezi konci nosníků nebo postupně po celé délce nosníků a středem s vlastní sondou. V případě plachty v celku je možné ji zavěsit na konce nosníků (Obr. 7 a), na konce nosníků a ve středu (Obr. 7 b, c), postupně po celé délce nosníků (Obr. 7 d), nebo pomocí tzv. proužkové architektury (Obr. 7 e) a připevnit ji tak postupně po úsecích podél nosníků. Úskalím pro tento typ plachty je rozvinutí při složitějších konfiguracích nosníků a podpěr. Takový systém je pak náchylnější k selhání [7].



Obr. 7.: Typy diagonálních plachetnic, šedě- plachta, černě- nosníky, bílé puntíky- místa připevnění plachty k nosníkům. [7].

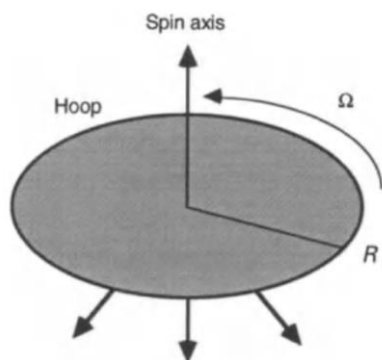
### Segmentová plachta

Pro segmentové uspořádání je plachta rozdělena do jednotlivých segmentů, které nejsou spolu propojeny a jsou na sobě nezávislé. Pro tento typ plachty je nutné využití většího počtu

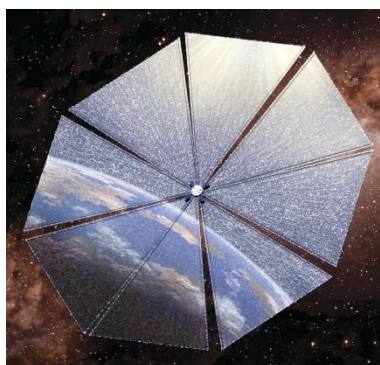
nosníků na úkor plochy plachty, ale je zde možnost jednoduššího manévrování, co se týká směru i rotace pomocí natáčení segmentů.

### Disková plachta

Disková plachta má tvar kruhu, může být napínána rotací nebo pomocí nosníku, ten je zde jako obruč ohraničující plachtu. Pokud plachta nerotuje, můžou na ní při zatížení vznikat tzv. varhánky, což jsou malé vlnky vznikající při nerovnoměrném napnutí jakékoli plachty, jež kazí rovinnost plochy a negativně působí na efektivitu pohonu. Omezení tohoto jevu je možné pomocí většího napínacího napětí plachty, což významně zatěžuje nosnou obruč, také je tento jev možné omezit rotací celé plachty.



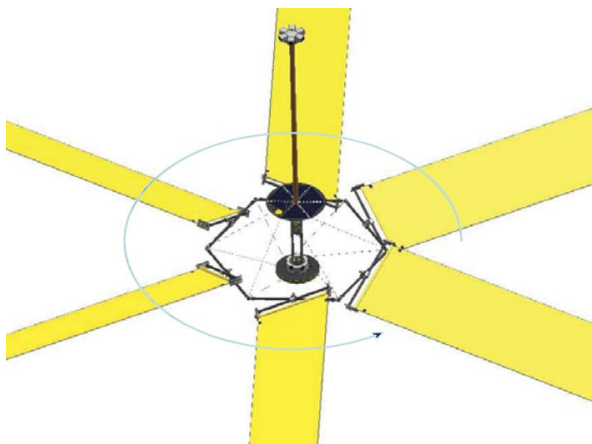
Obr. 9.: Disková plachta [3].



Obr. 8.: Segmentová plachta, ilustrace sondy Cosmos 1 [30].

### Heliogyroskopická plachta

Heliogyroskopický tvar plachty je podobný vrtuli. Plachta je rozdělena na úzké dlouhé pruhy-listy, které směřují v radiálním směru od vlastní sondy (viz Obr. 10). Tento typ plachty je rozvinutý a udržovaný pomocí rotace, jež udržuje listy napnuté a díky níž má také výhodu nižší náchylností k tvoření varhánků. Pro rozvinutí zde není potřeba složitějšího mechanismu, stačí sondu roztočit. Úskalí při rozvinování může být, pokud se jeden z listů zborší, bude to zkáza celé sondy. Manévrování je podobné, jako u segmentové plachty, natáčením lopatek. Pro toto manévrování je nutné lopatky po rozvinutí vyztužit, aby jimi bylo možné otáčet [3].



Obr. 10.: Heliogyroskopická plachta. [8]

### 3.2 Rozdělení podle způsobu napnutí plachty a typu nosníků

Plachtu je třeba napnout, protože její deformace, vlnky, varhánky apod. neodráží světlo zrcadlově, jako ideální rovná plocha, a tím zhoršují efektivitu pohonu. Napnutí plachty lze zajistit dvěma způsoby. Jedním způsobem je působení odstředivé síly při rotaci. Druhým způsobem je napnutí plachty pomocí nosníků. Nosníky lze dělit podle způsobu jejich zpevnění na pevné nosníky a nafukovací nosníky.

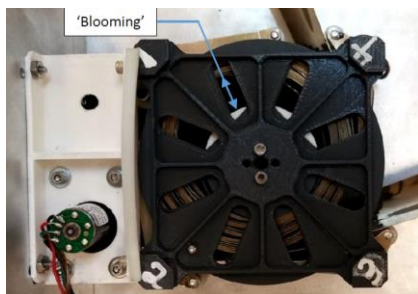
#### Pevné nosíky

Pevné nosníky jsou zatím nejčastěji použitý typ nosníků pro dokončené projekty. Jejich výhoda tkví v relativně jednoduchém mechanismu rozvinutí, který pracuje nechanickým pohybem komponent a odpadá tak nutnost přepravy stlačeného plynu či řízené orientace sondy. Pevné nosníky se dělí do dvou kategorií, jednou jsou nosníky srolovatelné (z angl. Rollable booms). Druhou jsou nosníky stočitelny do cívky (z angl. Coilable booms). Velikou nevýhodou u pevných nosníků je, že všechny deformace musí být pro materiál v oblasti pružných deformací, aby je bylo možné složit a následně rozvinout do původního tvaru. Všechna energie potřebná pro sbalení je tak uložena v materiálu, což může pomoci při rozvinutí, zároveň tak nosníky nedrží sbalené samy a namáhají konstrukci satelitu, která je drží ve sbalené pozici.

#### Srolovatelné nosníky

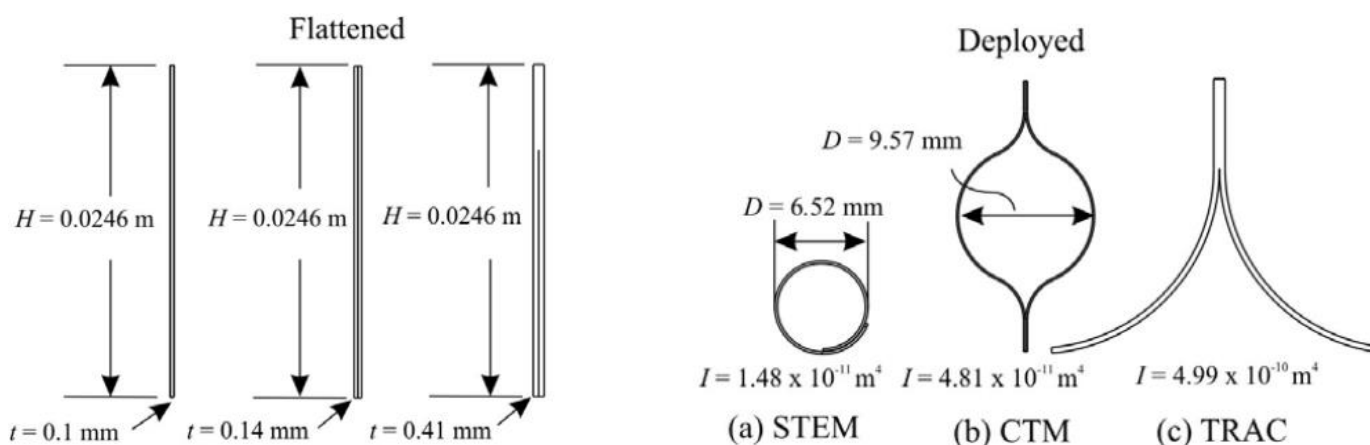
Jsou to nosníky s průřezem, který jim dovolí se složit do roviny, aby mohly být při sbalení srolovatelné. Rozvinutí tohoto mechanismu je otázkou odvinutí nosníku z bubny. Rozvinutý nosník i jeho průřezový profil se po rozvinutí vrátí do původního tvaru a získá tím požadovanou pevnost a tuhost. Úskalím při rozvinování je, když se část rozvine a dojde k povolení napětí,

které drží nosník pevně utažený na bubnu, dojde k prokluzu a celá cívka se tím povolí a zasekne. Tento jev je v angličtině označován jako blooming viz Obr. 11.



Obr. 11.: Selhání rozvinutí z důvodu povolení cívky, tzv. blooming [4]

Podle průřezu profilu se tyto nosníky označují zkratkami STEM z angl. Storable Tubular Extendable Member, CTM z angl. Collapsible Tubular Mast, TRAC z angl. Triangular Rollable and Collapsible Boom. Průřezy těchto nosníků lze vidět na Obr. 12. [6]

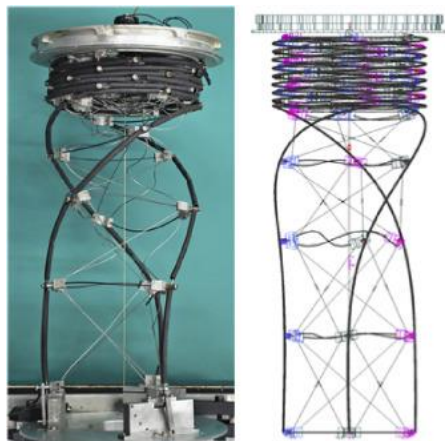


Obr. 12.: Průřezy srolovatelných nosníků, vlevo sbalené, vpravo rozvinuté [32]

### Nosníky stočitelné do cívky (Coilable nosníky)

Nosníky stočitelné do cívky v angličtině označovány jako Coilable booms, jsou nosníky drátové konstrukce, které jde sbalit do válcové cívky. Nosníky se skládají ze dvou prvků podlouhlých nosníků a výztuh, které konstrukci vyztužují a zpevňují. Materiál podlouhlých nosníků mají vliv na celkovou váhu, dříve při použití laminátu byla dosažitelná hmotnost okolo 93 g/m rozvinutého nosníku, s nástupem karbonového kompozitu je možné váhu snížit až na 35 g/m. Velikou nevýhodou tohoto typu nosníků jsou rozměry. Průměr cívky, do které lze nosník sbalit je minimálně okolo 30 cm, což limituje použití těchto konstrukcí u menších plachetnic. Ukázka takového nosníku při rozvinu je vidět na Obr. 13. [9]





Obr. 13.: Coilable nosník [10]

### Nafukovací nosníky

Nafouknutí nosníků je další způsob jejich rozvinutí. Velikou výhodou je že po sbalení zabírají málo prostoru, a i jejich sbalení může být přizpůsobeno volnému prostoru uvnitř sondy. Samotný proces nafouknutí nosníku je jednodušší než u pevných nosníků, je však k němu potřeba stlačený plyn, kterým se nosník nafoukne. Po nafouknutí ale nevydrží nosník věčně, kvůli únikům plynu je pro dlouhodobější udržení pevnostních vlastností nutné plyn doplňovat, což přináší komplikace a nárůst hmotnosti. Po nafouknutí se jde cestou rigidizace – zpevnění nosníku. Nafouknutí slouží pouze k vytvoření potřebného tvaru nosníku. Při skládání je třeba skládat pomocí metod, které nezpůsobují ostré přehyby a umožní tak plynulé nafouknutí nosníků. Zde uvádím několik přístupů, jak ke zpevnění po nafouknutí docílit.

- **Chemická reakce, napěnění**

Jedním z přístupů je nanesení vrstvy reagující s plynem uvnitř nosníku. Po nafouknutí dojde k chemické reakci a stěna napění/ztuhne a tím vytvoří pevný nosník. Pěna také může být vytvořena mimo nosník a svojí expanzí jej vyplnit a nafouknout.

- **Samovýztužné prvky**

Tyto prvky mohou být na stěnách nafukovacího nosníku a nafouknutím získají požadovaný tvar, který poté udrží. Takové prvky může být drátová mřížka nebo např. kompozitové výztuhy. Pro tento případ mohou i samotné stěny být z pevného materiálu, který udrží tvar.

- **Vytvrzení teplem a UV zářením**



Pro vytvrzení teplem a UV zářením je velická výhoda v možnostech použití pryskyřic a výtuzných vláken, jelikož jsou to hojně využívané metody i pro pozemské použití. Výhodou je vytvoření libovolného tvaru. Po nafouknutí působením slunečního záření a tepla vytvrdnou nosníky samovolně.

- **Vytvrzení plynem a odparem**

Vytvrzení odparem katalyzátoru nebo rozpouštědla z pryskyřice má spoustu výhod, co se týče možností druhů pryskyřic. Poslední dobou se však od této metody ustupuje z důvodu nebezpečnosti a možnosti úniku plynných katalyzátorů a rozpouštědel [11].

### **Napínání rotací**

Napnutí plachty pomocí působení odstředivé síly při rotaci je možné použít u všech geometrických tvarů solárních plachet, aniž by bylo nutné užití pevných nosníků. Úskalí udržení napnuté plachty je při rozvinu, kdy sonda musí vyrovnat setrvačnost rozvinující se plachty, aby se okamžitě zase nezhroutila a nenabalila se opět na tělo sondy. K tomuto řešení je nutné aktivních manévrů a změny rychlosti rotace sondy. Plachtu je nutné na okrajích zatížit pro rozvinutí a následné napnutí plachty.

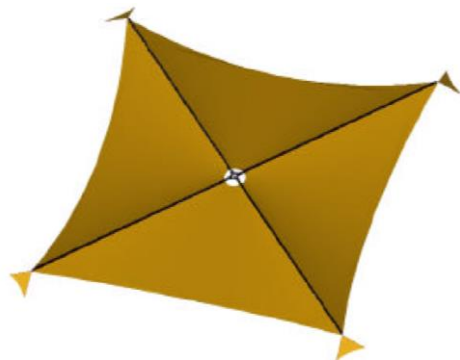
### **Rolovací listy**

Tento typ je pro heligyroskopické uspořádání plachty. Před rozvinutím jsou jednotlivé listy srolovány na cívky a jejich rozvin probíhá pomocí působení odstředivé síly při rotaci sondy. Sonda pro rozvinutí plachty se musí roztočit. Rotace zároveň s rozvinutím udrží také plachtu napnutou. Jelikož heliogyroskopický typ plachty nebyl ještě v praxi na žádné sondě použit, testují se zatím možnosti rozvinutí listu a jejich rigidizace – zpevnění, aby bylo možné tyto listy ovládat a naklápět, aniž by se při tom zdeformovaly. Zároveň je nutné, aby si listy udržely nízkou plošnou hmotnost [6].

## **3.3 Možnosti ovládání plachetnic**

Vycházíme-li z principu pohonu solárních plachetnic, je pro jejich řízení nejlepší změnit úhel natočení plochy plachty vůči Slunci a změnit tak směr odraženého světla. Tento pohyb lze uskutečnit také pomocí konvenčního přístupu, což jsou malé raketové motory nebo trysky se stlačeným plynem. Velikou nevýhodou při použití konvenčního přístupu je, že jsou to krátké intenzivní impulsy, které by plachetnicí otáčely. Tyto pulsy způsobují kmitání, které je ve stavu beztlíže velmi špatně tlumitelné a může tak vést až už k celkovému zborcení napnuté plachty, či

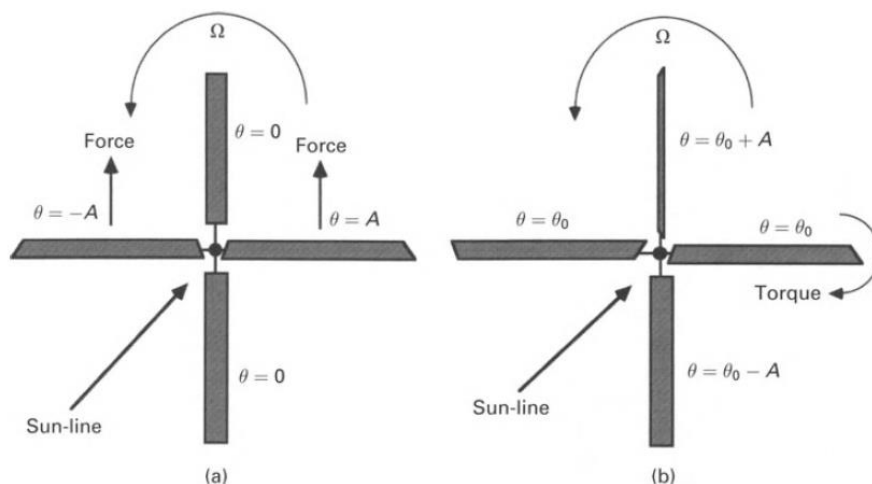
k dlouhodobému vlnění a poruchám odrazivé plochy. Pro řízení plachetnice je tak mnohem lepší využití následujících způsobů, které jsou sice pomalejší, ale jsou mnohem více plynulé a tím snižují riziko vzniku oscilací.



Obr. 14 Příklad diagonální plachty s ovládacími křídélky [12]

### Natáčení segmentů

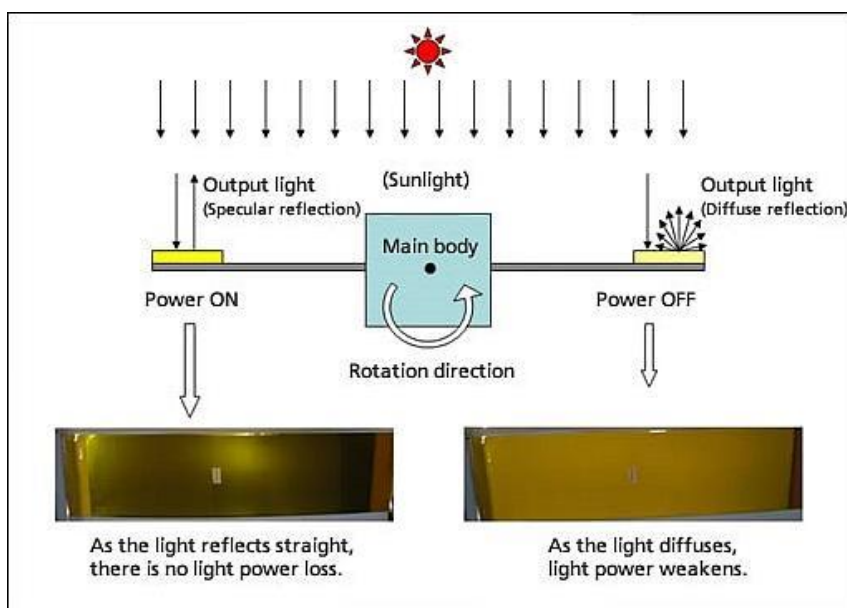
Natočením jednotlivých segmentů lze vytvořit náklon celé plochy a tím upravit rychlost. Natočením ploch proti sobě do tvaru jednoduché vrtule lze také zvyšovat a snižovat rychlost vlastní rotace kolem osy. Tento způsob je velice výhodný u segmentových a heligyroskopických plachet kde je možné otáčet celé segmenty (Obr. 15). U diagonálních plachet lze tento princip také použít, ale je potřeba plachtu rozšířit o natáčecí ovládací plochy. Příkladem tohoto je plachta pro sondu Sunjammer, která byla diagonální a na koncích nosníků měla umístěna rozvinovací ovladatelná křídélka pro řízení viz Obr. 14.



Obr. 15.: Ovládní sondy natočením segmentů. a) zrychlení sondy, b) rotace kolem osy [3]

## Změna odrazivosti plochy

Změnou reflexivních parametrů části plochy plachty je možné vytvořit dvojici sil vůči ose procházející těžištěm a tím ovládat natočení plachty. Aktivní měnění povrchu materiálu plachty, což bývá tenká pokovená fólie, dnes nelze dosáhnout. Lze však přidat aktivní vrstvu na plochu plachty, jež dokáže měnit svoji průhlednost. Tento mechanismus již byl použit na sondě IKAROS a má název RCD – Reflectivity control device. RCD pracuje na principu podobném LCD displeji, kdy pomocí elektrického proudu je možné měnit průhlednost. Pokud je proud zapnut, RCD je průhledné a světlo se zrcadlově odráží od povrchu plachty. Pokud je proud vypnutý, RCD není průhledný, odraz světla má difuzivní charakter a generovaná síla je nižší než při zrcadlové reflexi. Velikou nevýhodou RCD je, že zvyšuje plašnou hmotnost plachty, i přesto, že je to tenká fólie přidaná na plachtu. Aby mělo RCD efekt musí být na veliké části plachty. Zároveň je potřeba elektrické energie pro jeho napájení [13].



Obr. 16.: Funkce RCD [13]

## Pohyb těžištěm

Pro manévrování pomocí pohybu těžištěm je nutné, aby plachetnice rotovala. Nemusí to být typ plachetnice s plachtou napínanou rotací, ale i pro ostatní typy plachetnic je výhodná i pomalá rotace, protože se obecně díky momentu setrvačnosti sonda stabilizuje a mají na ní menší vliv reakční síly v případě pohybu některých částí sondy. Osa rotace prochází středem plachty a je totožná s normálou plochy plachty. Samotný manévr probíhá posunem hmoty sondy mimo osu rotace. Hmotnostní nesymetrie tím zapříčiní precesní pohyb osy rotace a tím změnu sklonu

plochy plachty. Pro zajištění ovládní pohybu stačí malé závaží, se kterým je možné hýbat, aby při manévrování nevznikaly zbytečné oscilace od setrvačných sil.

### 3.4 Materiály plachet

Plachta je největší část plachetnice a vlastní efektivita pohonu závisí na parametrech a vlastnostech plachty a materiálu ze kterého je vyrobena. Při pohledu na rovnici pro charakteristické zrychlení (13) je možné zavést koeficient plošné hmotnosti  $\sigma_m$  jako podíl hmotnosti  $m$  a plochy plachty  $A_s$ .

$$\sigma_m = \frac{m}{A_s} \quad (14)$$

Dosažením tohoto koeficientu vyjde z rovnice (14):

$$a_c = \frac{2p_\delta}{\sigma_m} (b_1 + b_2 + b_3) \quad (15)$$

Pro charakteristické zrychlení  $a_c = 1 \text{ mm/s}^2$  pro ideální plachtu je potřeba dosáhnout plošné hmotnosti  $\sigma_m = 7,7 \text{ g/m}^2$ . Plachta samotná je lehčí než ostatní části plachetnice a její plošná hmotnost tak musí být výrazně nižší než plošná hmotnost plachetnice. To klade vysoké nároky na materiály. Plachta tak musí být co nejtenčí a nejlehčí, řádově se tloušťka plachty pohybuje v jednotkách mikrometrů, a zároveň dostatečně pevná, aby vydržela napínací napětí a teplotně odolná, jelikož záření nepřenáší jen hybnost, ale hlavně také teplo.

Teplota povrchu plachty se odvíjí od množství tepla přijatého ze záření a tepla odvedeného, což ve vesmíru je pouze přenos tepla zářením. Přijaté teplo závisí na koeficientu absorpce  $\alpha$ , který lze získat při znalosti koeficientu odrazivosti  $\sigma$  jako:

$$1 = \sigma + \alpha + \tau \quad (16)$$

kde  $\tau$  je koeficient propustnosti světla, ten může být pro případ solárních plachetnic zanedbán.

Přijaté teplo od záření pak vychází:

$$P_{in} = \alpha S_\delta \cdot \left(\frac{r_\delta}{r}\right)^2 + P, \quad (17)$$

kde zářivý výkon Slunce  $S$  klesá s druhou mocninou vzdálenosti a lze tak využít hodnoty  $S_\delta \cong 1,360 \text{ W/m}^2$ , která platí pro úroveň Země,  $r_\delta \cong 1 \text{ AU}$  je vzdálenost Země Slunce,  $r$  je vzdálenost plachetnice od Slunce a  $P$  je výkon přidáný interakcí s vysokoenergetickými částicemi jako jsou sluneční vítr, vysokoenergetické složky záření.

Odvedené teplo se řídí Stefan-Boltzmannovým vyzařovacím zákonem a zní:

$$P_{out} = \epsilon \sigma T^4, \quad (18)$$

kde  $\epsilon$  je koeficient emisivity tepla do okolního prostředí, tento koeficient je závislý na koeficientech emisivity přední a zadní strany plachty  $\epsilon \sim \epsilon_f, \epsilon_b$ ,  $\sigma$  je Stefan-Boltzmannova konstanta a  $T$  je teplota povrchu plachty.

Pro ustálený stav bude teplo přijaté  $P_{in}$  rovné teplu odvedenému  $P_{out}$

$$P_{in} = P_{out} \quad (19)$$

Dosazením do rovnice (19) z rovnic (17) a (18) a následným vyjádřením teploty získáme vztah pro teplotu povrchu plachty.

$$T \cong \left( \frac{\alpha S_{\odot}}{\epsilon \sigma} \left( \frac{r_{\odot}}{r} \right)^2 + \frac{P}{\sigma} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (20)$$

Pro plachtu je tak nejlepší dosáhnout co nejvyššího koeficientu reflexe a zároveň, aby měl povrch co nevyšší emisivitu, tím lze dosáhnout u plachty co nejnižší teploty i při bližších průletech kolem Slunce. Dnes se solární plachty vyrábí z tenkých polymerových fólií na povrchu pokovených tenkou vrstvou odrazivého kovu. Fólie se nejčastěji pokovuje pomocí PVD naprašování na polymerový podklad. Vrstva naprašovaného kovu je  $\sim 50 - 100 \text{ nm}$ . Nejčastěji používaný kov je hliník pro nízkou váhu a vysokou odrazivost, pohltí jen 8-10% množství slunečního záření. Jako ještě lehčí kov lze využít vrstvu lithia, to je však velmi reaktivní, což v meziplanetárním prostoru nevádí, ale při výrobě, přepravě a pozemních testech, by s tím byl problém [14].

Jako materiál pro fólii se dnes používá Kapton, Mylar a CP-1

## **Kapton**

Pokovená kaptonová fólie je používaná už od misí Apollo. Kapton je polyimid a má lepší teplotní odolnost oproti ostatním materiálům, vydrží až 670 K. Výhodou je také jeho odolnost vůči UV záření, avšak fólie z Kaptonu má tloušťku větší než  $5 \mu\text{m}$ , a to činí plachtu těžkou.

## CP-1

CP-1 je zkratka pro Colorless polymer 1. CP-1 je také složením polyimid, ale oproti Kaptonu má nižší teplotní odolnost, vydrží do teploty do cca 420 Kelvinů. Je také odolný proti UV záření. Jeho velkou výhodou je, že tloušťka plachty může být až 2,5  $\mu\text{m}$ .

## Mylar

Mylar je chemicky polyester, má podobnou teplotní odolnost jako CP-1 a je z něj možné též vyrobit velice tenkou fólii s tloušťkou 2 – 3  $\mu\text{m}$ . Jeho velikou nevýhodou je, že při působení UV záření degraduje a není tak vhodný pro dlouhodobé mise, naopak velikou výhodou je nízká cena a dobrá dostupnost. Uplatnění tento materiál našel pro demonstrace rozvinovacích mechanismů na Cubesatech, které byly vypouštěny na zemské orbitě a po pár týdnech shořely v atmosféře.

Velkým problémem materiálů pro solární plachty je jejich dlouhodobá stabilita, v meziplanetárním prostoru působí na materiály kromě již zmíněného UV záření i jiné vysokoenergetické složky záření, dále rychle letící nabitě částice, které narušují pokovený povrch a urychlí tím degradaci plachty. V blízkosti Země, kde je menší výskyt těchto nabitých částic, mohou pak být problémy se zbytky atmosféry a zvláště s radikálním kyslíkem, který je velmi agresivní.

# 4.Z historie solárních plachetnic

## 4.1 Raná historie a projekt Echo

Myšlenka cestování vesmírem je velice stará, a stejně tak idey o využití solárních plachetnic, díky jednoduché představě a spojitosti s cestováním po mořích na Zemi. Posun do reálných vizí a konceptů přichází ve dvacátém století s rozvojem letů do vesmíru. Jako první byl vliv SRP pozorován na projektu Echo.

Echo byl projekt počátkem 60. let. 20. stolení, při němž byly vysílány komunikační družice na orbitu. Tyto družice byly veliké nafouklé koule, první z nich měla průměr 30m, druhá 40m, které sloužily jako pasivní odražeče signálu vyslaného ze země. Díky jejich nízké hmotnosti a velikým rozměrům (měly průměrnou hustotu přibližně 0,04 g/cm<sup>3</sup>), byl u nich poprvé pozorován vliv tlaku světla při odklánění z jejich dráhy. Echo 2 byl i schopen rigidizace po nafouknutí a držel tak kulovou plochu i po ztrátě plynu, kterým byl napuštěn. Pro představu velikosti je na Obr. 17 fotografie sondy Echo 2 [15].



Obr. 17.: Sonda Echo2 [16]

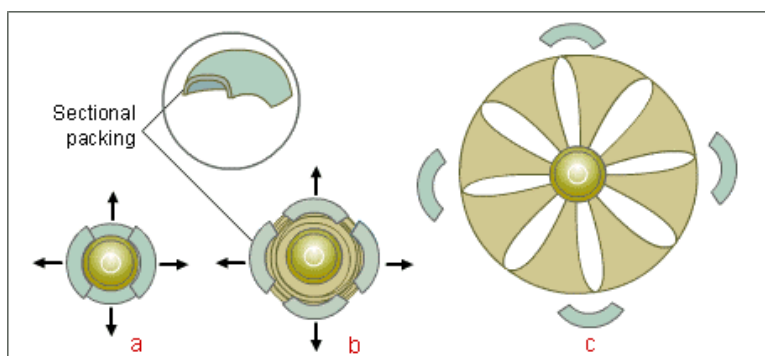
K další demonstraci efektu SRP došlo v roce 1974, kdy sondě Mariner 10 došlo palivo pro ovládání orientace sondy na cestě k Merkuru. Operátoři využili tlak slunečního světla pro ovládání orientace sondy pomocí natáčení solárních panelů. Mariner 10 nebyla sonda určená k solárnímu plachtění a efekt SRP byl opravdu malý, ale byla to pěkná demonstrace principu slunečního pohonu [1].

## 4.2 Znamya

Znamya byl ruský projekt slunečního zrcadla na orbitě pro odraz světla na odvrácenou část Země. Nebyla to solární plachta, ale konstrukce zrcadla z tenké mylarové fólie a princip rozvinutí pomocí rotace mateřského satelitu byl totožný, jako pro solární plachetnici s diskovým tvarem plachty napínané rotací. Princip rozvinutí plachty je možné vidět na Obr. 18 a fotografii rozvinutého zrcadla Znamya 2 na Obr. 19. Byly vytvořeny 3 sondy. Znamya 1 nebyla do vesmíru vypuštěna, Znamya 2 byla úspěšná a odraz světla byl pozorovatelný, ale efekt byl slabší, než se očekávalo. Znamya 2,5 bylo zrcadlo o kus větší než Znamya 2. Při rozvinování plachta Znamye 2,5 zavadila o stanici Mir, od které se loď Progress, na níž bylo zrcadlo umístěno, odpojila a plachta se roztrhala. Po neúspěchu projektu Znamya 2,5 byl program zastaven [17].



Obr. 19.: Fotografie zrcadla Znamya 2.5 [18]



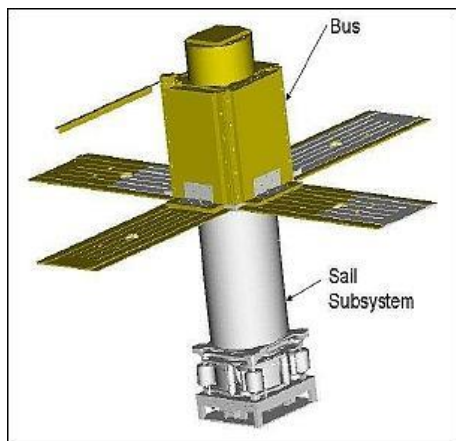
Obr. 18.: Princip rozvinutí zrcadla Znamya [17]

### 4.3 Cosmos 1

Mise Cosmos 1 byla první projektovaná sonda jako solární plachetnice. Cílem této mise bylo prokázat funkčnost solární plachty jako pohonu vesmírných plavidel. Na vývoji pracovala The Planetary Society ve spolupráci s Cosmos Studios. Plachta měla plochu 600 m<sup>2</sup> a byla rozdělena do osmi samostatných segmentů, viz Obr. 8. O rozvinutí se na okraji každého segmentu postaraly dva nafukovací nosníky. Řízení sondy mělo být pomocí natáčení segmentů. Start proběhl v roce 2005 pomocí nosiče Volna. Mise selhala z důvodu selhání nosné rakety [19].

### 4.4 Nanosail – D/D2

Po rozvoji CubeSatů se ukázalo výrazně levnější a jednodušší využít pro testování nových technologií, jako je solární plachtění, právě tuto platformu. U všech dosud vypuštěných CubeSatů se solární plachtou šlo vždy o zvládnutí technologie rozvinu plachty ve vesmíru a důkaz, že pohon světlem má smysl. Prvním satelitem této skupiny byl 3U CubeSat Nanosail – D vyrobený spoluprací NASA a MSFC. Dvě jednotky Cubesatu zabírala složená plachta a ta třetí byla určena pro řídicí systém. Plachta byla diagonální o ploše 10 m<sup>2</sup>. Jako podpora plachty byly 4 TRAC nosníky, vyrobené ze slitiny Elgiloy. Materiálem použitým na výrobu plachty byl 2 μm silný hliníkem pokovený Kapton. Jak lze vidět na Obr. 20, plachta i nosníky byly navinuty na bubnech. Pro menší rozměry plachty nebyl třeba k rozvinutí plachty motor, postačila energie uložená v nosníku při jeho svinutí. Sonda Nanosail – D byla vyslána do vesmíru v roce 2008 pomocí rakety Falcon-1. Bohužel raketa selhala a mise s ní. Naštěstí byly vyrobeny 2 letové exempláře a do vesmíru byl poslán druhý pod názvem Nanosail – D2. Start druhého exempláře proběhl v roce 2010 a byl úspěšný. Mise trvala 240 dní, než sonda shořela v atmosféře a úspěšně tak demonstrovala možnost využití plachetnic pro řízený sestup do atmosféry pro vyřazené satelity [20] [21].



Obr. 20 Model sondy Nanosail - D [20]

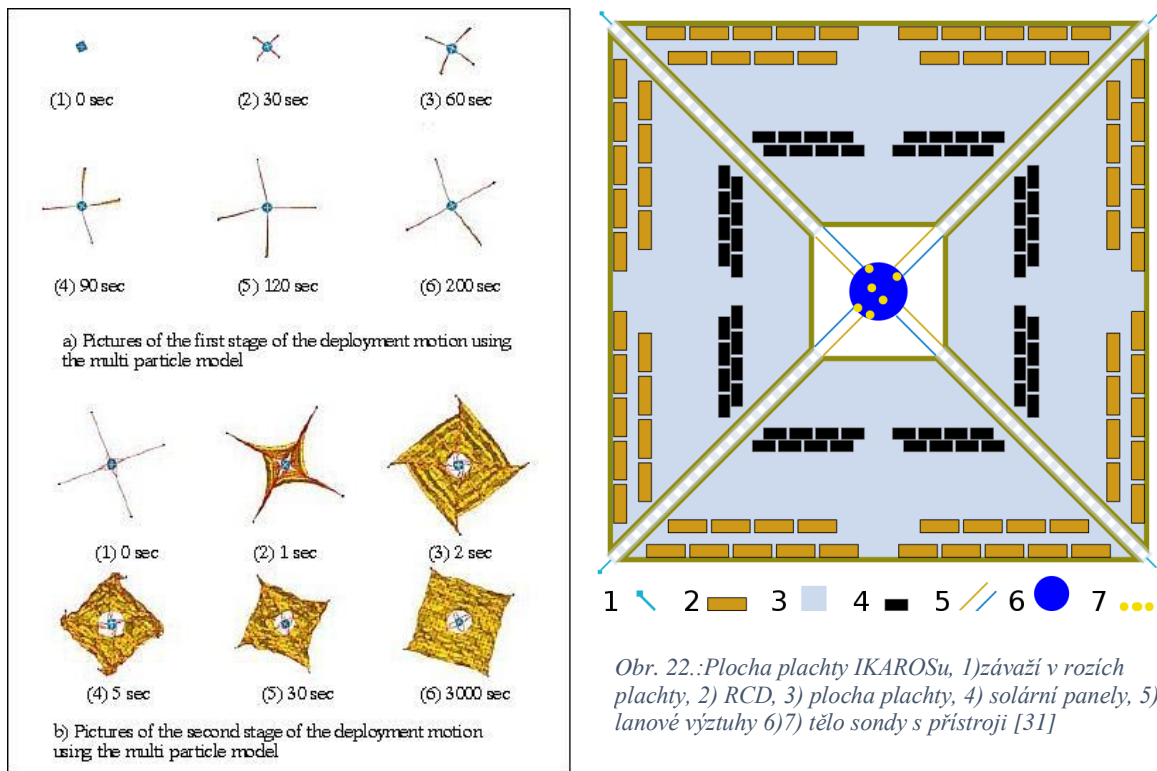


## 4.5 IKAROS

IKAROS je zkratka pro Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun, v překladu to znamená Meziplanetární plavidlo urychlované talkem slunečního světla. Byl to demonstrátor, vyrobený Japonskou vesmírnou společností JAXA, pro použití nových technologií, co se týče letu, navigace a ovládání solární plachetnice, a také vyzkoušení tenkovrstvých solárních panelů, o tloušťce 25  $\mu\text{m}$ . Tento demonstrátor byl součástí sondy Akatsuki pro výzkum atmosféry Venuše. Tento demonstrátor byl v podstatě plnohodnotným satelitem. Tělo sondy byl válec o průměru 1,6 m a výšce 0,8 m, váha celé sondy byla 307 kg. Plachta byla diagonální, napínaná rotací s plochou 200  $\text{m}^2$ . Sbalená plachta byla namotaná kolem válcového těla sondy. Rozvinování plachty pomocí řízené rotace sondy probíhalo ve dvou fázích. V první fázi se uvolnila závaží umístěná na rozích čtvercové plachty a pomocí rotace sondy se vytáhla 4 ramena tvořená složenou plachtou. Ve druhé fázi uvolnily západky sbalenou plachtu a ta se napnula mezi již vytažené části. Při rozvinování plachty sonda postupně zpomalovala s rozpínáním plachty a tím se zvyšujícím momentem setrvačnosti z počátečních 20 ot/min na výsledné 2 ot/min. Proces rozvinování lze vidět na Obr. 21.

Největší přínos demonstrátoru byl ve vyzkoušení zásadních technologií pro řízení solární plachetnice. Ověřila se funkce RCD pro řízení plachetnice bez spotřeby paliva, tenkovrstvé solární panely vyráběly dostatek energie pro provoz a řízení sondy, ověřila se schopnost navigace

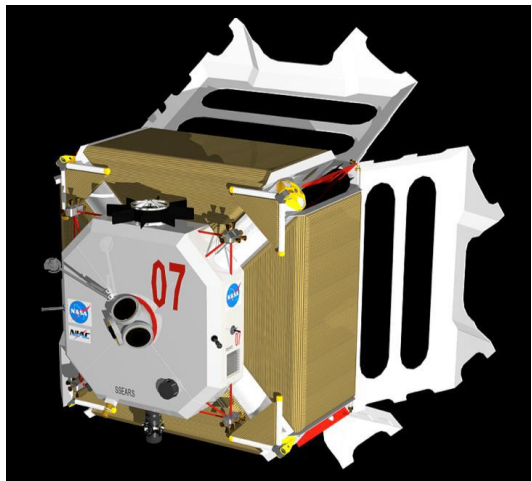
i pro malá zrychlení, která technologie solárního plachtění nabízí, a proběhla zde demonstrace pohonu světlem. Za půl roku díky tomu plachetnice dokázala zrychlit o  $\Delta v = 100$  m/s [13].



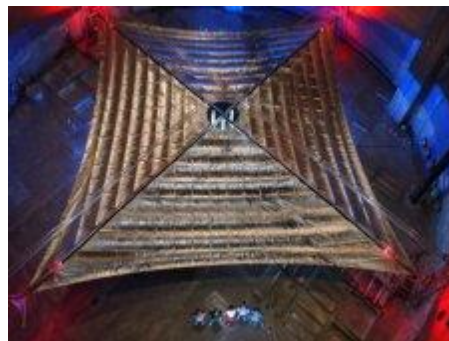
Obr. 21 Proces rozvinování plachty sondy IKAROS, a) první fáze, b) druhá fáze rozvinování plachty [13]

## 4.6 Sunjammer

Plachetnice Sunjammer, pojmenovaná podle stejnojmenné novely Arthura C. Clarka, měla být sondou pozorující Slunce v libračním bodě L1 soustavy Země, Slunce. I přes to, že společnost L'Garde zvládla vyrobit a otestovat solární plachtu, vlastní sonda nebyla dodána a mise byla půl roku před startem zrušena. Plachta měla rozměr  $34 \times 34$  metrů a plochu  $1200 \text{ m}^2$  a byla diagonálního tvaru. Nosníky byly nafukovací s tepelnou rigidizací po nafouknutí vyztužené coliable strukturou pro zvýšení jejich únosnosti. Ovládání plachetnice bylo zajištěno pohyblivými křídélky na konci nosníků, které byly stejně skládací jako zbytek plachty. Plachta ve složeném stavu byla poskládána do harmoniky a vešla se i se sondou do rozměrů běžné pračky. Model složené plachty lze vidět Obr. 24, v rozích na konci nosníků jsou vidět složená ovládací křídélka. Vlastní plachta ve vakuové komoře připravena pro testování je na Obr. 23. [22]



*Obr. 24: Model sbalené plachty s vlastní sondou [22]*

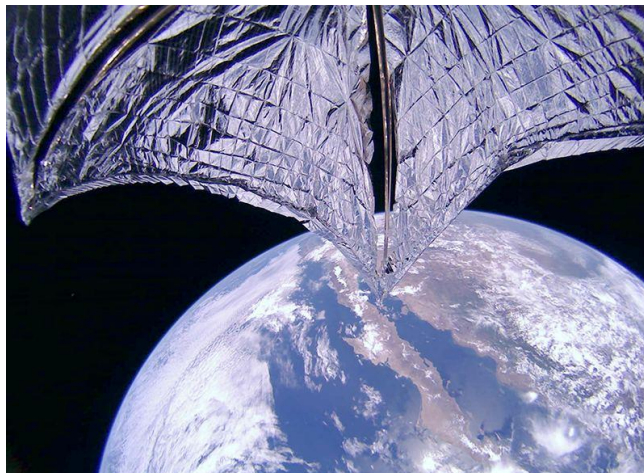
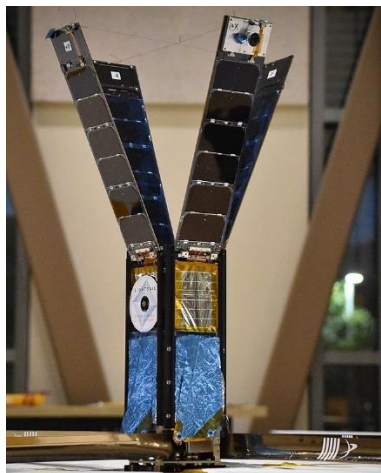


*Obr. 23.: Plachta pro sondu Sunjammer [22]*

#### **4.7 Lightsail 1/2**

Po neúspěšném vypuštění sondy Cosmos 1 v roce 2005 se americká společnost The Planetary society, po úspěších misí IKAROS a Nanosail – D, v roce 2009 rozhodla vytvořit další vesmírnou plachetnici. Pro demonstraci se rozhodla využít 3U CubeSatu jako platformy pro vývoj plachetnice. Projekt byl technicky náročnější, nežli předchozí dva díky plánované nižší plošné hmotnosti  $140 \text{ g/m}^2$ . Hlavním cílem mise bylo rozvinout plachtu, vyzkoušet letový ovládací systém, komunikaci a pořídit snímky rozvinuté plachty. Sonda byla zároveň schopna řízení orientace vůči slunci a mohla tak i využít tlaku světla k řízenému pohonu. Sonda byla podobné konstrukce jako Nanosail – D, 2U satelitu bylo věnováno pro rozvinovací mechanismus a zbylá jednotka pro řídicí systémy. Plachta byla zvolena diagonální o ploše  $32 \text{ m}^2$ . Nosníky byly zvoleny typu TRAC vyrobené ze slitiny Elgiloy. Plachta byla rozdělena na jednotlivé segmenty zvlášť seskládané do harmoniky a uložené v oddělených prostorech, viz Obr. 26, na kterém je obrázek sondy Lightsail 2, obě sondy však měly totožnou konstrukci. Nosníky od délce takřka 4 m byly stejně jako u sondy Nanosail – D navinuty na válcovém bubnu. Pro jejich rozvinutí byl využit elektrický motor. Start proběhl v roce 2015, mise dopadla úspěchem i přes problémy s komunikací se sondou, plachta se úspěšně rozvinula.

Následníkem byla sonda s označením Lightsail 2. Měla totožnou konstrukci a rozvinovací mechanismus plachty, byl vylepšen ovládací počítač. Sonda byla vypuštěna na orbitu v roce 2019. Úspěšně absolvovala řízený let poháněný tlakem slunečního světla (viz Obr. 25), čímž dosáhla cílů stanovených programem Lightsail [23], [24].

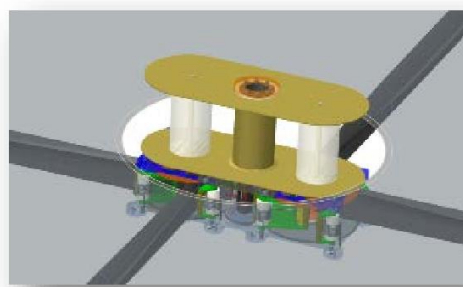
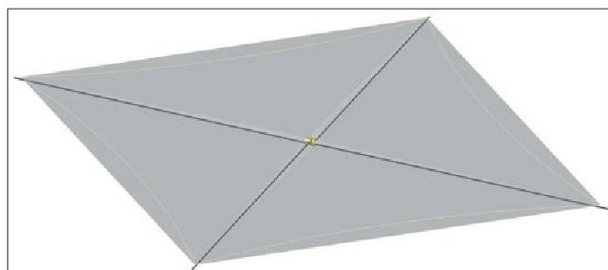


Obr. 26 Sonda Lightsail 2 při pozemních testech, stejně vypadala i sonda Lightsail 1 [25]

Obr. 25.: Fotografie za letu na palubě sondy Lightsail 2 [24]

#### 4.8 NEA Scout

Near Earth Asteroid (NEA) Scout je plánovaná mise NASA pro průzkum blízkozemních asteroidů. Pro tento typ misí má solární plachta značné výhody oproti konvenčním pohonům. Sonda je 6U cubesat, plánovaný start je jako sekundární náklad mise Artemis 1 na podzim roku 2021. Je to první mise, u které nejde jen od demonstraci technologie, ale je zde solární plachta jako hlavní pohon. V době psaní této práce jsou již sonda i plachta vyrobeny a probíhají poslední fáze testování. Plachta je plánovaná diagonální o ploše 86 m<sup>2</sup>. Materiálem plachty je hliníkem pokovená 2,5 μm silná folie z CP – 1. Jako nosná konstrukce jsou použity TRAC nosníky navinuté na dvou cívkách o délce 6,8 m, vyrobené ze slitiny Elgiloy. Samotná plachta je sbalena na oválné cívce. Na Obr. 27 je možné vidět model rozvinutého stavu plachty, vespod je umístěn rozvinovací mechanismus s vysunutými čtyřmi nosníky, nad ním cívku na které byla plachta sbalena. Rozvinutí zajišťuje elektrický motor. Řízení letu zajišťuje pohyblivé závaží. [4]



Obr. 27.: Model rozvinuté plachty a rozvinovacího mechanismu sondy NEA Scout, vlevo celkový pohled na plachtu, vpravo detail na rozvinovací mechanismus [4]

Přehled prakticky realizovaných misí solárních plachetnic je uveden v tabulce: Tabulka 3.

název mise	Cosmos 1	Nanosail D/D2	IKAROS	Sunjammer	Lightsail 1	Lightsail 2	NEA Scout
Společnost	The Planetary society	NASA/ARC	JAXA	NASA/L'Garde	The Planetary society	The Planetary society	NASA
c	2005	2008 selhání/2010	2011	zrušeno 2014	2015	2019	2021
váha [Kg]	100	4	307	max 170	5	5	14
plocha [m <sup>2</sup> ]	600	10	200	1200	32	32	86
plošné zatížení (plachta) g/m <sup>2</sup>	166-170	400	1535	140	156	156	162
a <sub>c</sub>	0,046	0,019	0,005	0,055	0,049	0,049	0,047
typ plachty	segmentová	diagonální	diagonální	diagonální	diagonální	diagonální	diagonální
způsob napnutí	rotací	pevné nosníky	rotací	nafukovací nosníky	pevné nosníky	pevné nosníky	pevné nosníky
materiál	Mylar 5 μm	CP1 7.5 μm	Polyimid 7.5 μm	Kapton 5 μm	Mylar 4.5 μm	Mylar 4.6 μm	CP-1 2.5 μm
rozměry	klasický Satelit	3U cubesat	klasický satelit	klasický satelit	3U cubesat	3U cubesat	6U cubesat

Tabulka 3.:Souhrn parametrů realizovaných misí solárních plachetnic

## 5. CubeSat

CubeSat je standard malých satelitů se standardizovanými rozměry a hmotností. Tento standard vznikl v Americe, jelikož vypuštění klasické družice na oběžnou dráhu je velice dlouhodobá, pracná a nákladná záležitost, aby se i univerzity studenti mohli zapojit do vesmírných projektů. Výsledkem byla standardizace parametrů a došlo tak k výraznému zlevnění a zjednodušení možnosti výroby vlastního satelitu. Tento standart se hodí také jako levný nástroj pro vyzkoušení nových konstrukčních postupů a technologií. Poslední dobou spolu s vývojem techniky a miniaturizací nejsou CubeSaty jen pouhou zkušební levnou alternativou, ale jsou i levnější alternativa plně funkčních a komerčních družic.

### 5.1 Standard

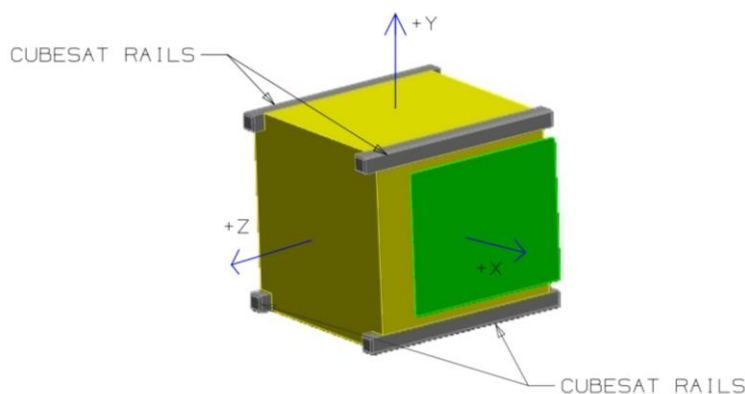
Standard CubeSatu je rozměrově kostka  $10 \times 10 \times 10$  cm o hmotnosti maximálně 1,33 kg. Tato kostka je základní jednotkou CubeSatu, označuje se 1U (z anglického unit jako jednotka). Satelity se skládají z jednotlivých jednotek nejčastější jsou 1U, 2U, 3U satelity, ale jsou i 1,5U, 6U a i 12U. Větší satelity vzrostou v rozměrech i hmotnosti podle standardů CubeSat jednotky. Například 3U satelit bude mít rozměry  $30 \times 10 \times 10$  cm a maximální hmotnost 4 kg.

Kromě hmotnostní a rozměrové standardizace jsou i další standardní požadavky které se dělí na obecné požadavky, mechanické požadavky, elektrické požadavky a provozní požadavky. Tyto požadavky standardizují také materiály na stavbu na určité hliníkové slitiny a materiály odolné proti odplyňování. Zároveň musí být všechny součásti satelitu neoddělitelné, aby kvůli nim nedošlo k tvorbě dalšího kosmického smetí na oběžné dráze. Jedním z nejdůležitějších



parametrů je, že satelit musí mít po dobu startu až do svého vypuštění vypnutý řídicí počítač. K jeho zapnutí dojde mechanicky po jeho vypuštění z vypouštěcího kontejneru.

Co se týká tvaru, každý CubeSat musí mít 4 vodící ližiny pro vypuštění z kontejneru, na nichž jsou umístěna mechanická tlačítka, jejichž rozepnutím se satelit zapne. Samotné vypouštění z kontejneru probíhá pomocí pružinového mechanismu. Pro případ více satelitů v jednom kontejneru se separují satelity od sebe pomocí malých pružinek umístěných též na koncích vodících ližin. Na satelitu musí být také jedna strana s tzv. přístupovým portem, viz Obr. 28 zelená část [26].



Obr. 28 Standard CubeSat [27]

## 6. Návrh konceptu

### 6.1 Zhodnocení mechanismů

V předchozích kapitolách jsou shrnuty parametry pro klasifikaci solárních plachetnic, ale i prakticky realizované projekty, jejich konstrukce a mechanismy rozvinutí plachet. Pro návrh konceptu solární plachetnice na základě platformy CubeSat jsem zvolil velikost platformy jako jednu jednotku 1U CubeSat.

Pro výběr nejlepšího designu plachetnice jsem se rozhodl udělat vícekritériální rozhodování a vybral jsem následující kritéria/parametry a označil je váhou. Váha značí jejich důležitost při rozhodování. Základním kritériem pro volbu je tvar plachty a tím i přístup ke konstrukci. Rozhoduje se mezi tvary: Diagonálním, Heliogyroskopickým, Diskovým, Segmentovým, a také sem řadím čistě rotační plachtu. Ta sice není úplně závislá na geometrickém tvaru plachty, ale přístup k jejímu návrhu je natolik odlišný, že stojí za to tento

přístup oddělit a porovnat. Porovnávám parametry přiřazením bodů od 1 (nejlepší) po 5 (nejhorší). Po výsledném součtu zvítězí přístup s nejmenším počtem bodů.

Jako parametry volím délku nosníků, nutnost řízené orientace sondy, plošnou hmotnost plachetnice, zkušenosti s daným konstrukčním řešením a adaptibilitu rozměrů pro 1U Cubesat.

### **Délka nosníků**

Tento parametr jsem zvolil, protože s délkou nosníků souvisí plošná hmotnost a také potřeba prostoru a mechanismu pro jejich složení. Čím bude méně a kratších nosníků, bude to jednodušší pro konstrukci. Jelikož v tabulce jsou i podstatnější parametry, přiřadil jsem mu váhu 0,5. Tento parametr vychází nejvýhodněji pro čistě rotační přístup a heliogyroskopický tvar, tam nejsou žádné nosníky. Následuje plachta diagonální, kde jsou nosníky ze všech nejkratší, a pak podle jejich množství.

### **Nutnost orientace sondy**

Nutnost řízené orientace sondy je důležitý parametr z důvodu nároků na složitost ovládacího softwaru a hardwaru sondy, kvůli tomu volím váhu parametru vysokou, a to 0,9. V tomto parametru nejlépe vychází disková plachta a za ní segmentová s diagonální, protože tyto přístupy nevyžadují orientaci, což je například řízená rotace. Naopak čistě rotační plachta se nemůže bez řízené rotace rozvinout.

### **Plošná hmotnost plachetnice**

Plošná hmotnost ukazuje na velikost použité plachty, když je pro Cubesat váha omezená. Nejlépe plošná hmotnost vychází pro rotační plachtu, protože opět nemusí mít žádné podpurné struktury. Vyšší plošná hmotnost není úplně pro zvolení konstrukce nejdůležitější parametr, ale je důležitější, než parametr délky nosníků, volím proto váhu 0,6.

### **Praktické zkušenosti**

Pokud jsou již praktické zkušenosti s daným konceptem, je výhodné se jich držet, jelikož výrazně pomůže se při návrhu opřít o předchozí zkušenosti. Volím tomuto parametru váhu 0,7. Nejvíce zkušeností je s plachtami diagonálního typu, nejméně pak s diskovými plachtami.

### **Adaptibilita rozměrů**

Adaptabilita je další důležitý parametr při rozhodování, volím mu váhu 0,9. 1U CubeSat je vcelku malá sonda, a vtěsnat dovnitř složitý mechanismus nebo veliké těžké součásti, by bylo

obtížné. Nejlepší bodové zastoupení zde dávám diagonálnímu tvaru, protože je s ním hodně zkušeností při použití na platformě CubeSat, nejméně rotačnímu principu napínání, jelikož by se tam nemusel vejít, a diskovému tvaru plachty, se kterým není moc praktických zkušeností.

Všechny body pro dané parametry jsem uvedl v tabulce Tabulka 4. Tabulka 5 uvádí hodnocení přístupů po započtení vah a následný součet bodů.

typ plachty	Diagonální	Heliogyro	Disková	čistě rotační	Segmentová	váha
délka nosníků	2	1	3	1	4	0,5
nutnost řízené orientace sondy	2	3	1	4	2	0,9
plošná hmotnost plachetnice	3	2	5	1	4	0,6
Praktické zkušenosti s daným řešením	1	4	5	2	3	0,7
Adaptabilita rozměrů	1	3	5	4	2	0,9

Tabulka 4.: Tabulka vyhodnocovaných parametrů a jejich vah

typ plachty	Diagonální	Heliogyro	Disková	čistě rotační	Segmentová
délka nosníků	1	0,5	1,5	0,5	2
nutnost řízené orientace sondy	1,8	2,7	0,9	3,6	1,8
plošná hmotnost plachty a mechanismu	1,8	1,2	3	0,6	2,4
Praktické zkušenosti s daným řešením	0,7	2,8	3,5	1,4	2,1
Adaptabilita rozměrů	0,9	2,7	4,5	3,6	1,8
Suma	6,2	9,9	13,4	9,7	10,1

Tabulka 5.: Výsledky hodnocení se započtením vah

Výsledkem tohoto hodnocení mechanismů je, že nevýhodnější bude použit diagonální tvar plachty, na druhém místě se umístil čistě rotační princip, pak popořadě heliogyroskopický tvar, segmentová plachta, a nakonec diskový tvar plachty.

## 6.2 Návrhové parametry konceptu

### Dosažitelné cíle konceptu

Koncept je navrhován jako demonstrátor solární plachetnice. Primární cíl je koncept plachetnice, jež bude schopna autonomního rozvinutí a napnutí solární plachty na orbitě.

### Prostor v Cubesatu

Volný zástavbový prostor v CubeSatu pro mechanismus vznikne až po započtení všech nutných systémů pro provoz CubeSatu a jeho komunikací se základnou. Mezi tyto nejdůležitější systémy



patří palubní počítač, energetický systém a komunikační systém. Všechny tyto systémy musí na orbitě fungovat, jinak Cubesat bude plnit jen funkci dalšího kosmického smetí.

Z celkových parametrů, což je 1,33 kg váhy a rozměry  $10 \times 10 \times 10$  cm, jako volný zástavbový prostor pro solární plachtu tak zbývá podle Ing. Kuneše [26] 420 g, což je 32% celkové váhy a objem  $300 \text{ cm}^3$ , což je 30% z celkového objemu. Dle výrobce CubeSatů Isispace [28] je volný prostor pro užitečné zatížení (payload) 0,4U.

### Dosažitelné parametry plachetnice

Při nahlédnutí do Tabulka 3 je možné vidět technicky proveditelné parametry plachetnic. Pro prvotní konceptuální návrh plachetnice je vhodné těchto parametrů vyjít a udělat tak inženýrský odhad, který bude realizovatelný.

Podle Tabulka 3 volím plošné zatížení  $\sigma_m = 150 \text{ g/m}^2$

Při použití odrazivosti  $\rho = 0,9$  jsem dosadil získaný parametr do rovnice (13) a získal jsem dosažitelné charakteristické zrychlení  $a_c$  a plochu plachty  $S$  potřebnou k jeho dosažení, viz Tabulka 6.

Při znalosti plochy plachty a vědomí použití diagonálního konceptu jsem mohl dopočítat délku potřebných nosníků.

$$l = \sqrt{S} \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \quad (21)$$

Po nahlédnutí do Tabulka 3 jsem také zvolil jako materiál pro plachtu Mylarovou fólii o tloušťce  $5 \mu\text{m}$ . Ta má plošnou hustotu  $\rho_M = 6,8 \text{ g/m}^2$ . To mi dovolilo spočítat i hmotnost plachty jako:

$$m_p = \rho_M \cdot S \quad (22)$$

Tato hmotnost je však orientační, protože plachta bude lepená z více dílů a bude mít na okrajích vyztužené části. Tento výsledek je pro představu v rámci konceptu.

Pokud bych se řídil dosažitelnými parametry Tabulka 3, je dosažitelné charakteristické zrychlení  $a_c = 0,05 \text{ mm/s}^2$ . To mi zúží parametry konceptu (viz Tabulka 6 zeleně vyznačený řádek) na plochu plachty  $S = 8,61 \text{ m}^2$  a délku nosníků na  $l = 2,07 \text{ m}$ . Váha plachty pak bude  $m_p = 60 \sim 70 \text{ g}$ .

Charakteristické zrychlení	Plocha plachty	Délka nosníků	Hmotnost plachty
$a_c$ [mm/s <sup>2</sup> ]	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$l$ [m]	$m_p$ [kg]
0,01	1,72	0,93	0,012
0,02	3,44	1,31	0,023
0,03	5,16	1,61	0,035
0,04	6,89	1,86	0,047
0,05	8,61	2,07	0,059
0,06	10,33	2,27	0,070
0,07	12,05	2,45	0,082
0,08	13,77	2,62	0,094
0,09	15,49	2,78	0,105
0,1	17,21	2,93	0,117
0,2	34,43	4,15	0,234
0,3	51,64	5,08	0,351
0,4	68,85	5,87	0,468
0,5	86,07	6,56	0,585

Tabulka 6.: tabulka možných parametrů konceptu

### 6.3 Souhrn parametrů konceptu

Tabulka 7 ukazuje výsledné parametry konceptu.

Typ satelitu	1U CubeSat
Hmotnost [kg]	1,33
Plocha plachty [m <sup>2</sup> ]	8,61
Charakteristické zrychlení [mm/s <sup>2</sup> ]	0,05
Tvar plachty	diagonální
Délka nosníků [m]	2,07
Materiál plachty	Mylar 5 μm
Hmotnost pro rozvinovací mechanismus [g]	360

Tabulka 7.: souhrn parametrů konceptu

Výsledné parametry konceptu přehledně ukazuje Tabulka 7. Tyto parametry vyplynuly, jakožto nejlepší, po analýze vlastností již zrealizovaných sond a jejich částí. Bylo potvrzeno, že

diagonální tvar plachty je pro malé satelity, jako je platforma CubeSat, nevýhodnější. Proto je v současnosti nejpoužívanějším tvarem. Ostatní výsledné parametry shrnuté v Tabulce 7, jsou stěžejní pro další práce na konceptu solární plachetnice.

## 7. Závěr

První část bakalářské práce byla rešeršního charakteru. Zabýval jsem se problematikou již zrealizovaných řešení rozvinovacích mechanismů solárních plachetnic. Přehlednou formou, včetně tabulek a obrázků, byly shrnuty parametry pro klasifikaci solárních plachetnic a i prakticky realizované projekty, jejich konstrukce a mechanismy rozvinutí plachet.

Na tuto část práce navázalo hodnocení mechanismů solárních plachetnic, s využitím metody vícekritériálního rozhodování. Hodnocenými kritérii byly klasifikační parametry z první části práce. Výsledkem analýzy byla volba nejvhodnějšího designu pro návrh solární plachetnice pro použití na platformě CubeSat.

Závěrečná část práce řeší důležité konstrukční parametry pro vznik konceptu solární plachetnice, založené na 1U CubeSat. Konstrukční parametry konceptu jsou prezentovány v Tabulce 7. Neméně důležitým výstupem je Tabulka 6, která udává možnosti pro navazující konstrukční návrh solární plachetnice.

## Seznam obrázků

Obr. 1.: Dvě možnosti přenosu hybnosti. ....	15
Obr. 2.: Působení SRP na plachetnici. ....	15
Obr. 3.: zrychlení a zpomalení plachetnice. ....	17
Obr. 4.: Nekeplerovské orbity [3]. ....	18
Obr. 5.: H-reversal manévr [29]. ....	18
Obr. 6.: Typy solárních plachetnic a) diagonální, b) segmentové, c) diskové, d) heligyroskopické. [6]. ....	19
Obr. 7.: Typy diagonálních plachetnic, šedě- plachta, černě- nosníky, bílé puntíky- místa připevnění plachty k nosníkům. [7]. ....	20
Obr. 8.: Segmentová plachta, ilustrace sondy Cosmos 1 [30]. ....	21
Obr. 9.: Disková plachta [3]. ....	21
Obr. 10.: Heliogyroskopická plachta. [8]. ....	22
Obr. 11.: Selhání rozvinutí z důvodu povolení cívky, tzv. blooming [4] ....	23
Obr. 12.: Průřezy srolovatelných nosníků, vlevo sbalené, vpravo rozvinuté [32] ....	23
Obr. 13.:Coilable nosník [10]. ....	24
Obr. 14 Přídklad diagonální plachty s ovládacími křídýlky [12] ....	26
Obr. 15.: Ovládání sondy natočením segmentů. a) zrychlení sondy, b) rotace kolem osy [3] ...	26
Obr. 16.: Funkce RCD [13]. ....	27
Obr. 17.: Sonda Echo2 [16]. ....	31
Obr. 18.: Princip rozvinu zrcadla Znamya [17]. ....	31
Obr. 19.: Fotografie zrcadla Znamya 2.5 [18]. ....	31
Obr. 20 Model sondy Nanosail - D [20] ....	32
Obr. 22Proces rozvinování plachty sondy IKAROS, a) první fáze, b) druhá fáze rozvinování plachty [13] ....	34
Obr. 21.:Plocha plachty IKAROSu, 1)závaží v rozích plachty, 2) RCD, 3) plocha plachty, 4) solární panely, 5) lanové výztuhy 6)7) tělo sondy s přístroji [31] ....	34
Obr. 24.: Plachta pro sondu Sunjammer [22]. ....	35
Obr. 25:Model sbalené plachty s vlastní sondou [22] ....	35
Obr. 26.:Fotografie za letu na palubě sondy Lightsail 2 [24] ....	36
Obr. 27Sonda Lightsail 2 při pozemních testech, stejně vypadala i sonda Lightsail 1 [25] .....	36
Obr. 28.: Model rozvinuté plachty a rozvinovacího mechanismu sondy NEA Scout, vlevo celkový pohled na plachtu, vpravo detail na rozvinovací mechanismus [4] ....	36
Obr. 29 Standart CubeSat [27] ....	38

## Seznam grafů

Graf 1 Graf závislosti SRP na vzdálenosti od Slunce. ....	14
---	----

## Seznam tabulek

Tabulka 1 Koefficienty pro výpočtové modely. ....	16
Tabulka 2 Rozdělení typů plachetnic podle tvaru a typu nosníků. ....	19
Tabulka 3.:Souhrn parametrů realizovaných misí solárních plachetnic ....	37
Tabulka 4.:Tabulka vyhodnocovaných parametrů a jejich vah. ....	40
Tabulka 5.: Výsledky hodnocení se započtením vah. ....	40
Tabulka 6.: tabulka možných parametrů konceptu. ....	42
Tabulka 7.: souhrn parametrů konceptu. ....	42

## Bibliografie

- [1] COULTER, Dauna, Tony PHILLIPS, ed. A Brief History of Solar Sails. In: *NASA Science* [online]. Science@NASA, 2008 [cit. 2021-05-24]. Dostupné z: [https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2008/31jul\\_solarsails](https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2008/31jul_solarsails)
- [2] NICCOLAI, Lorenzo, Alessandro QUARTA a Giovanni MENGALI. Analytical Solution of the Optimal Steering Law for Non-Ideal Solar Sail. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2016, **62**(-), - [cit. 2021-07-28]. Dostupné z: doi:10.1016/j.ast.2016.11.031
- [3] MCINNES, Colin Robert. *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*. První. Chichester, UK: Praxis Publishing Ltd, 1999. ISBN 978-1-85233-102-3.
- [4] SOBEY, Alexander R. a Tiffany Russell LOCKETT. Design and Development of NEA Scout Solar Sail Deployer Mechanism. In: *Proceedings of the 43rd Aerospace Mechanisms Symposium* [online]. Moffett Field, CA: NASA Ames Research Center, 2016, s. 14 [cit. 2021-07-29]. ISBN -. ISSN -. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160007002>
- [5] BLAU, Patrick. DeOrbitSail. *Spaceflight101* [online]. Germany [cit. 2021-07-10]. Dostupné z: <https://spaceflight101.com/spacecraft/deorbisail/>
- [6] SPENCER, David A., Les JOHNSON a Alexandra C. LONG. Solar sailing technology challenges. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2019, **93**(105276), - [cit. 2021-07-28]. ISSN 1270-9638. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963818314391>
- [7] GRESCHIK, Gyula a M.M. MIKULAS. Design Study of a Square Solar Sail Architecture. *Journal of Spacecraft and Rockets* [online]. 2002, **39**(5), 9 [cit. 2021-07-10]. Dostupné z: doi:10.2514/2.3886
- [8] WILKIE, W. Keats a Jerry E. WARREN. Heliogyro Solar Sail Research at NASA. *Advances in Solar Sailing* [online]. 2014, , 20 [cit. 2021-07-14]. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-642-34907-2\_39
- [9] *Jet Propulsion Laboratory* [online]. 2008 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: [https://www.jpl.nasa.gov/nmp/st8/tech/sailmast\\_tech3.html](https://www.jpl.nasa.gov/nmp/st8/tech/sailmast_tech3.html)
- [10] MA, Haibo, Hai HUANG, Jianbin HAN, Wei ZHANG a Xingsheng WANG. Study on the criterion to determine the bottom deployment modes of a coilable mast. *Acta Astronautica* [online]. 2017, (141), 9 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576517307208>

- [11] SCHENK, Mark, Andrew D. VIQUERAT, Keith A. SEFFEN a Simon D. GUEST. Review of Inflatable Booms for Deployable Space Structures: Packing and Rigidization. *Journal of Spacecraft and Rockets* [online]. UK, 2014, , 47 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/193349113.pdf>
- [12] LICHODZIEJEWSKI, David, Billy DERBÈS, John WEST, Rich REINERT, Dr. Keith BELVIN a Richard PAPP. *Bringing an Effective Solar Sail Design Toward TRL 6* [online]. In: . [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: <http://www.lgarde.com/wp-content/uploads/2019/11/Bringing-an-Effective-Solar-Sail.pdf>
- [13] KRAMER, Herbert J. IKAROS. *Eo portal directory* [online]. [cit. 2021-07-14]. Dostupné z: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/i/ikaros>
- [14] DAVOYAN, Artur R., Jeremy N. MUNDAY, Nelson TABIRYAN, Grover A. SWARTZLANDER JR. a Les JOHNSON. Photonic materials for interstellar solar sailing,. *Optica* [online]. 2021, **8**(722-734), 13 [cit. 2021-07-14]. Dostupné z: <https://www.osapublishing.org/optica/fulltext.cfm?uri=optica-8-5-722&id=451120>
- [15] PARKINSON, R. W., H. M. JONES a I. I. SHAPIRO. Effects of Solar Radiation Pressure on Earth Satellite Orbits. *Science*. 1960, **131**(3304). Dostupné z: doi:10.1126/science.131.3404.920
- [16] Project Echo. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-2021 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Project\\_Echo](https://en.wikipedia.org/wiki/Project_Echo)
- [17] SHPAKOVSKY, N. *Space Mirror* [online]. 2005 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: <https://www.metodolog.ru/triz-journal/archives/2002/06/e/index.htm>
- [18] PATOWARY, Kaushik. The Znamya Space Mirror. *Amusing Planet* [online]. 2020 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: <https://www.amusingplanet.com/2020/02/the-znamya-space-mirror.html>
- [19] LYONS, Calvin. *Cosmos one: the firs solar sail* [online]. [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: <https://slideplayer.com/slide/4565754/>
- [20] NanoSail-D. *EoPortal directory* [online]. [cit. 2021-08-18]. Dostupné z: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosail-d#foot5%29>
- [21] NanoSail-D2. *EoPortal directory* [online]. [cit. 2021-08-18]. Dostupné z: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosail-d2>
- [22] NOSANOV, Jeffrey. *Phase 1 Final report*. California Institute of Technology: Jet Propulsion Laboratory, 2013.
- [23] BETTS, Bruce, Bill NYE a Jennifer VAUGHN. *LightSail 1 Mission Results and Public Outreach Strategies* [online]. , 5 [cit. 2021-08-18]. Dostupné z:

[http://www.jsforum.or.jp/ISSS2017/papers/paper/17093\\_Paper\\_Dr.%20Bruce%20Betts.pdf](http://www.jsforum.or.jp/ISSS2017/papers/paper/17093_Paper_Dr.%20Bruce%20Betts.pdf)

- [24] JOHNSTON, Scott Alan. LightSail 2 Has Now Been in Space for 2 Years, and Should Last Even Longer Before Re-Entering the Atmosphere. In: *Universe today* [online]. 2021 [cit. 2021-08-18]. Dostupné z: <https://www.universetoday.com/151651/lightsail-2-has-now-been-in-space-for-2-years-and-should-last-even-longer-before-re-entering-the-atmosphere/>
- [25] LightSail. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2020 [cit. 2021-08-18]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/LightSail>
- [26] KUNEŠ, Ing. Michal. *Návrh kosmické mise CubeSat*. Praha, 2016. Diplomová práce. ČVUT vPraze, Fakulta elektrotechnická, Katedra měření. Vedoucí práce RNDr. René Hudec, CSc.
- [27] OLSON, Eric. How to develop a CubeSat: From concept to Earth orbit: CubeSat Design Specification. *Engineering 360* [online]. , 1 [cit. 2021-07-15]. Dostupné z: <https://insights.globalspec.com/article/11912/how-to-develop-a-cubesat-from-concept-to-earth-orbit>
- [28] *IU CubeSat Bus* [online]. NL, 2021 [cit. 2021-08-18]. Dostupné z: <https://www.isispace.nl/product/1u-cubesat-bus/>
- [29] KOUSAL, Jaroslav. *Fyzikální pohony: Výukové materiály k předmětu Nosiče a družice*. ČVUT vPraze, 2019.
- [30] Cosmos 1. *The Planetary Society* [online]. [cit. 2021-07-15]. Dostupné z: <https://www.planetary.org/space-images/cosmos-1-rendering>
- [31] IKAROS. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-08-18]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/IKAROS>
- [32] BANIK, Jeremy A. a Thomas W. MURPHY. *Performance Validation of the Triangular Rollable and Collapsible Mast* [online]. 2010, , 8 [cit. 2021-08-10]. Dostupné z: [https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1193&context=smallsat&http\\_sredir=1&referer=](https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1193&context=smallsat&http_sredir=1&referer=)