

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**BAKALÁŘSKÁ
PRÁCE**

2023

**JOSEF
KOPECKÝ**

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kopecký** Jméno: **Josef** Osobní číslo: **501276**
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:

Stratosférický balon

Název bakalářské práce anglicky:

Stratospheric balloon

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerše současného stavu
- 2) Požadavky na stratosférický balon
- 3) Návrh tvaru balonu
- 4) Konstrukční návrh balonu

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího BP.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **28.04.2023**

Termín odevzdání bakalářské práce: **26.05.2023**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
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

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně s tím, že její výsledky mohou být dále použity podle uvážení vedoucího diplomové práce jako jejího spoluautora.

Souhlasím také s případnou publikací výsledků bakalářské práce nebo její podstatné části, pokud budu uveden jako její spoluautor.

V Praze dne

Josef Kopecký

Poděkování

Rád bych vyjádřil svůj dík vedoucímu práce Ing. Janu Klesovi, Ph.D. za zkušené vedení a cenné rady při vypracování této bakalářské práce, dále bych chtěl poděkovat svým přátelům za motivaci a své přítelkyni za dávku trpělivosti. V neposlední řadě děkuji své rodině za neutuchající podporu.

Abstrakt

Tato bakalářská práce se zaměřuje na návrh stratosférického balonu pro stratosférickou platformu HAPS (high altitude pseudo satellite). V první části se zabývá rešerší současných vývojových trendů stratosférických platforem. V další části je proveden rozbor prostředí, ve kterém bude balon působit následovaný popisem používaných konstrukcí stratosférických balonů. Všechny posbírané informace jsou využity v další kapitole zabývající se navrženým tvarem balonu. Závěrečná kapitola je věnována konstrukčním výpočtům a volbou parametrů pro navržený stratosférický balon.

Klíčová slova: HAPS, balon, pseudo-satelit, stratosféra

Abstract

This bachelor's thesis focuses on the design of a stratospheric balloon for the HAPS stratospheric platform. The first part deals with the research of current development trends of stratospheric platforms. In the next part, an analysis of the environment in which the balloon will operate is carried out, followed by a description of the constructions of stratospheric balloons used. All the collected information is used in the next chapter dealing with the proposed shape of the balloon. The final chapter is devoted to design calculations and the choice of parameters for the proposed stratospheric balloon.

Key words: HAPS, balloon, pseudo-satellite, stratosphere

Obsah

1	Úvod	1
2	Koncepty stratosférických platforem	2
2.1	Využití	2
2.2	Platformy těžší než vzduch	2
2.2.1	Helios	3
2.2.2	Aquila.....	3
2.2.3	Zephyr	4
2.2.4	Vulture program.....	4
2.3	Platformy lehčí než vzduch	5
2.3.1	HiSentinel.....	5
2.3.2	SPF	5
2.3.3	VIA 200.....	6
2.3.4	HAA.....	6
2.3.5	Stratobus	7
2.3.6	ISIS	7
2.3.7	Loon.....	7
3	Atmosférické prostředí	9
3.1	Troposféra	9
3.2	Stratosféra	9
4	Konstrukce balonu	12
4.1	Typy balonů	12
4.1.1	Meteorologický balon.....	12
4.1.2	Zero-pressure balon.....	12
4.1.3	Super-pressure balon.....	12
4.2	Vývoj konstrukce super-pressure balonu	13
4.2.1	Vývoj super-pressure balonu pro velmi dlouhé lety	14
4.3	Současná konstrukce super-pressure balonu	15
4.4	Regulace letové hladiny.....	16
5	Požadavky na stratosférický balon	18
5.1	Letové hladiny.....	18

5.2	Užitečné zatížení	22
5.3	Materiál pláště balonu	22
6	Návrh tvaru balonu	24
6.1	Rozbor tvaru toroidního balonu	24
6.2	Vstupní hodnoty iteračního výpočtu.....	25
6.3	Výpočet super-pressure	27
6.3.1	Odvození super-pressure od volného vztlaku	27
6.3.2	Odvození super-pressure od teploty.....	28
6.4	Výpočet objemu a balastu balonu	29
6.4.1	Výpočet velikosti toroidu.....	29
6.4.2	Výpočet hmotnosti balastu.....	30
7	Konstrukční návrh balonu	31
7.1	Návrh goru.....	31
7.2	Dimenzování tendonů.....	32
7.3	Počet gorů.....	33
7.4	Návrh celkového konstrukčního řešení	33
7.4.1	Integrace vzduchového balastu.....	34
7.4.2	Návrh konstrukce pro užitečný náklad	35
7.5	Výpočet celkové hmotnosti.....	36
7.5.1	Hmotnost pláště balonu	36
7.5.2	Hmotnost přepážek komor	36
7.5.3	Hmotnost tendonů.....	37
7.5.4	Hmotnost konstrukce.....	38
7.5.5	Hmotnost solárních panelů.....	38
7.5.6	Hmotnost helia.....	39
7.5.7	Celková hmotnost	39
8	Výsledky práce.....	40
9	Závěr	43
	Příloha č. 1 – výpočetní skript.....	50

Seznam zkratek

zkratka	význam
HAPS	stratosférická platforma (high altitude pseudo satellite)
NASA	Národní úřad pro letectví a vesmír (americké VZLÚ)
UAV	Bezpilotní letadlo
USA	Spojené státy americké
JAXA	Japonská národní vesmírná agentura
KARI	Korejský výzkumný institut pro letectví a vesmír
USAF	Vzdušné síly spojených států
DARPA	Agentura ministerstva obrany pro pokročilé výzkumné projekty
HAA	High altitude airship
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
ULDB	Balon pro velmi dlouhé lety
ČR	Česká republika
LLDPE	Lineární nízkohustotní polyetylen
UHMWPE	Vysokomolekulární polyetylen

1 Úvod

Touha lidstva stoupat k nebesům je tu s námi od nepaměti. Od prvních mýtů o letu člověka na voskovaných křídlech museli první konstruktéři letadel ujít dlouhou cestu. V dnešním světě už bereme leteckou dopravu jako samozřejmost. Slouží nám k přepravě jak osob, tak zboží, avšak se vzrůstajícím tlakem na ochranu životního prostředí roste důraz na udržitelné a bezemisní prostředky k dopravě. Zde by v budoucnu mohli přijít opět na scénu velké vzducholodě, které nepotřebují neustálý přísun energie k letu. Tato bakalářská práce je zaměřena na návrh balonu pro stratosférickou platformu určenou pro poskytování služeb, které jsou srovnatelné s těmi zprostředkovanými satelity na oběžné dráze.

Letadla ve stratosféře nejsou žádnou novinkou. Letouny z dob studené války jako U-2 nebo SR-71 operovaly právě ve výšce nad 20 km, jejich značnou nevýhodou byla lidská posádka, případně nutnost přistání pro doplnění paliva atd. Pro dlouhotrvající lety je tedy zapotřebí využít moderních bezpilotních systémů, které nám nejen prodlouží dobu letu, ale také sníží náklady. Takováto bezpilotní letadla se označují jako stratosférické platformy nebo také pseudo-satelity HAPS. Stratosférické platformy jsou navrhovány pro lety v řádech několika dní až měsíců, operují ve výšce okolo 20 kilometrů nad povrchem Země, kde nehrozí kolize s komerčním letovým provozem a zároveň zde panují mírnější atmosférické podmínky pro let jako například absence tryskového proudění větru. [1]

2 Koncepty stratosférických platforem

Rozlišujeme dva základní typy, a to platformy těžší než vzduch, které využívají vztlaku na křídle pro udržení pracovní výšky, a lehčí než vzduch, pod které spadají vzducholodě a balony. Platformy těžší než vzduch jsou vlivem stratosférického prostředí nuceny zvětšit plochu křídla, nebo zvýšit rychlost ve srovnání s lety v nižší výšce, zároveň je nutností držet hmotnost na nutném minimu. Stratosférické balony a vzducholodě musí být opět objemnější, aby vytvářely dostatečnou vztlakovou sílu a tím se udrželi v pracovní výšce. Platformy lehčí než vzduch mají tu výhodu, že nemusí mít svou pohonnou jednotku v provozu neustále, jelikož nezajišťuje výšku letu, což může ušetřit celkovou hmotnost letadla. [1]

2.1 Využití

Platformy HAPS jsou schopné buď doplňovat stávající pozemní či satelitní síť, nebo je dokonce plnohodnotně nahrazovat. Hlavní využití jsou z oblasti telekomunikací, GNSS, pozorování Země, nebo kosmu a dalších vědeckých aplikací, jako například finančně méně náročné testování nových technologií v prostředí blízkém vesmíru. [2]

V telekomunikacích se platformy dají využívat nejlépe k posílení existující sítě, nejvíce pak v málo pokrytých odlehlých lokalitách. Další nespornou výhodou těchto platforem je rychlé uvedení do provozu bez potřeby velké pozemní infrastruktury, což může být využito při rozsáhlých výpadcích, anebo třeba přírodních katastrofách. Na druhou stranu samotný HAPS, ve srovnání se satelitem, nemá tak velký dosah. [2] [3]

Platformy HAPS používané pro průzkum Země tvoří jakýsi kompromis mezi satelitem a konvenčním letounem či dronem. Satelity na oběžné dráze neposkytují vždy informace v dostatečném rozlišení kvůli jejich velké vzdálenosti od povrchu Země, na druhé straně data poskytnutá letouny mohou být v lepší kvalitě, ale je zde nemožné jakékoli dlouhodobé pozorování. Obě tato omezení dokáže odstranit použití HAPS, která operuje v podstatně nižší výšce než satelit a dokáže setrvat nad daným územím v řádech měsíců. [2] [3]

2.2 Platformy těžší než vzduch

Tento typ platforem využívá vztlaku na křídlech s poměrně velkou štíhlostí. Pohon zajišťují zpravidla elektromotory poháněné akumulátory, které se přes den dobíjí pomocí fotovoltaických článků. [1]

2.2.1 Helios

Helios byl experimentální letoun vyvinutý ve spolupráci NASA a dalších firem v rámci programu ERAST. Tento program vzniklý v roce 1994 sliboval demonstraci technologií k uskutečnění dlouhodobého stratosférického letu pro účely pozorování Země. Úspěšný prototyp v roce 2001 vystoupal do výšky 29,52 km. Konstrukčně byl tvořen jedním 75 m dlouhým křídlem pokrytým solárními panely a v různých konfiguracích až 14 elektromotory. Jeho hmotnost činila 1 052 kg. Do komerční sféry se nikdy nedostal a nedlouho po havárii v roce 2004 byl program ERAST ukončen. [4]



Obrázek 1 Platforma Helios [5]

2.2.2 Aquila

Aquila je projekt společnosti Facebook, vyvíjený britskou společností Ascenta se zaměřením na poskytování internetového připojení. Cílem vývoje bylo samokřídlo s rozpětím 42 metrů o hmotnosti okolo 400 kg, které bude schopno operovat ve výšce od 18 do 27 km po dobu 3 měsíců. Do této operační výšky se platforma dostane pomocí heliového balonu. V roce 2016 byl uskutečněn zkušební let v troposféře o délce 96 minut. [2] [4]



Obrázek 2 Patforma Aquila [6]

2.2.3 Zephyr

Zephyr začal svůj vývoj v roce 2000. V roce 2010 stanovil Zephyr 7 vyvinutý firmou QinetiQ rekord v době strávené stratosférickým letem na 336 hodin a 21 minut, což je lehce přes 14 dní, navíc s užitečným nákladem o hmotnosti 5 kg. Celé toto UAV disponuje 23 metrů dlouhým rozpětím, hmotností 55 kg, solárními panely v kombinaci s Li-S akumulátory a dvojicí elektromotorů. V roce 2013 přechází projekt pod taktovku Airbus Defence and Space, kde pokračuje vývoj Zephyr S (single tail) pro náklad o 5 kg a větší verzi Zephyr T (twin tail) pro náklad až 20 kg. Zephyr znamenal i první objednávku na stratosférickou platformu v historii, a to od britského ministerstva obrany. [4] [2]



Obrázek 3 Platforma Zephyr 7 [7]

2.2.4 Vulture program

Vulture program pořádaný společností DARPA byl vytvořen s cílem vyvinout stratosférické letadlo s dobou letu 5 let s užitečným zatížením 454 kg. Do první fáze tohoto ambiciózního programu se zapojili společnosti Boeing, Lockheed Martin a Aurora Flight Sciences. Druhá fáze v roce 2012 spočívala v postavení zmenšeného prototypu schopného 3měsíčního letu. Letadlo společnosti Aurora sázelo na start třech samostatných letounů a jejich následném spojení za konce křídel ve stratosféře, kde poté budou měnit tvar z prostého rovného křídla na křídlo tvaru Z, které by mělo lépe čerpat sluneční energii. Prototyp SolarEagle od společnosti Boeing byl letoun o rozpětí 122 metrů opět na solární pohon. Ještě v roce 2012 byl však celý program pozměněn, a tak budoucnost dalšího vývoje zůstává nejistá. [4]

2.3 Platformy lehčí než vzduch

Tyto platformy využívají vztlak vyvozený plynným médiem s nižší hustotou než vzduch, nejčastěji heliem, uvnitř balonu nebo vzducholodi. Helium se využívá primárně z hlediska bezpečnosti. O schopnost platformy manévrovat se starají zpravidla elektromotory poháněné akumulátory a fotovoltaickými články. [2]

2.3.1 HiSentinel

HiSentinel byl program pod vedením armády USA, který fungoval mezi lety 1996 a 2012. Cílem bylo vyvinout bezpilotní vzducholod' schopnou nést náklad o hmotnosti od 9 do 90 kg po dobu alespoň 1 měsíce. Navíc bylo požadováno zvládnutí startu bez jakékoliv infrastruktury. Uspokojení takovýchto požadavků dalo vzniknout třem vzducholodím HiSentinel20, 50 a 80 schopným pojmout 20, 50 a 80 lb respektive 9, 23 a 36 kilogramů nákladu. Největší z nich HiSentinel80 byla 61 metrů dlouhá vzducholod', která zaznamenala let v listopadu roku 2010, kdy vystoupala do výšky 20 km, kde setrvala pouhých 8 hodin místo plánovaných 24 kvůli problémům s únikem plynu v oblasti švů a poruše na pohonném systému. Program byl v roce 2012 ukončen s vidinou dalšího financování v následujících letech. [2] [4]



Obrázek 4 Vzducholod' HiSentinel 80 [8]

2.3.2 SPF

SPF byla stratosférická platforma vyvíjená od roku 1998 japonskou kosmickou agenturou dnes známou pod zkratkou JAXA. Cílem vývoje byla bezpilotní říditelná vzducholod' s uplatněním pro průzkum Země a telekomunikace. V rámci studie vznikla celá řada modelů s délkou až 245 m. Ten měl vážit 32 tun a nést 1 tunu užitečného zatížení. energii pohonnému systému elektromotorů dodávaly přes den fotovoltaické články a přes noc regenerační palivové články. Systém měl disponovat schopností udržování výšky a pozice, a to až do rychlosti větru 30 m/s. Funkční prototypy však vznikly pouze dva, SPF-1 který měřil 42 metrů a sloužil k testování pouze vertikálního letu bez dalších pohonů, takto dokázal vystoupat do výšky 16 kilometrů. Na druhé straně SPF-2 byla bezpilotní poháněná vzducholod' s délkou 68

metrů, která cílila na testování pohonné jednotky a dalších systémů včetně schopnosti provádět dané vědecké experimenty. Celkem tento prototyp zvládl 8 letů do výšky asi 4 kilometrů. V roce 2005 by ukončen vývoj vzducholoď kvůli finančním škrtnutím, avšak technologie regeneračních palivových článků a odlehčené materiály pro konstrukci obálky v JAXA pokračovaly ve vývoji i nadále. [2] [4]

2.3.3 VIA 200

Vývoj této stratosférické platformy probíhal pod záštitou Korejského výzkumného institutu pro letectví a vesmír (KARI) od prosince roku 2000. Cílem tohoto projektu byla 200 metrů dlouhá vzducholoď schopná nést 1 tunu nákladu, vlastní váha platformy byla stanovena na 22 tun. Vzducholoď měla setrvávat na místě ve 20 kilometrech nad povrchem Země, a to i přes vítr foukající 12 m/s. V roce 2004 se tento program dostal přes první fázi, která spočívala v postavení 50 metrů dlouhé bezpilotní vzducholoď, ta byla schopná nést náklad o hmotnosti 100 kg do výšky maximálně 5 kilometrů. Druhá fáze vývoje byla zastavena v roce 2005. [4]



Obrázek 5 Platforma VIA 200 [4]

2.3.4 HAA

Tento program vznikl v roce 2002 pod armádou USA. Šlo o vývoj systému stratosférických vzducholoď schopných nést náklad okolo jedné tuny do výšky 20 kilometrů, kde setrvají řádově měsíce. Demonstrátor od firmy Lockheed Martin vznikl v roce 2008 měřil 73 metrů, vážil 1 361 kg. V červenci roku 2011 byl uskutečněn zkušební let. Vzducholoď byla navržena pro let do výšky 18 km, kde měla setrvat 2 týdny, bohužel v průběhu letu došlo k poruše na ventilu pro vzduch, který způsobil zpomalení stoupání, což mělo za následek potenciální narušení letového provozu, a tak musela být vzducholoď vypuštěna. Po dopadu byla většina přístrojů zachráněna, bohužel se z fotovoltaického článku vzňal požár, který zlikvidoval zbytek letadla. Ještě v témže roce byl projekt ukončen. [4]

2.3.5 Stratobus

Stratobus je vývojový koncept společnosti Thales Alenia Space, která s tímto projektem začala v roce 2015. Stratobus je 100 metrů dlouhá bezpilotní vzducholod' o hmotnosti do 5 tun s možným nákladem o hmotnosti 250 kg. Požadovaná doba letu byla stanovena na 1 rok ve výšce 20 km. Celý koncept této platformy obsahuje řadu inovací, jako například použití průsvitné svrchní části pláště, který bude propouštět sluneční svit na zrcadla které budou koncentrovat sluneční paprsky na solární články, které budou umístěny uvnitř pláště, kde nebude docházet k jejich degradaci vlivem stratosférického prostředí. Tímto lze dosáhnout snížení hmotnosti vlivem zvýšení účinnosti článků. Přes noc bude platforma poháněna regenerativními palivovými články. Vývojová cesta za funkčním prototypem stále probíhá. [2] [4]



Obrázek 6 Platforma Stratobus [9]

2.3.6 ISIS

The Integrated Sensor Is Structure zkráceně ISIS byl společný projekt vzdušných sil spojených států USAF a Defense Advanced Research Projects Agency DARPA. V roce 2004 začal vývoj bezpilotní říditelné vzducholodě schopné operovat ve výšce 20 km. Stěžejním prvkem letadla měl být velký radar umístěný uvnitř vzducholodě. Hlavním dodavatelem byla společnost Lockheed Martin. Při vývoji této vzducholodi využívali zkušenosti nabyté při stavbě prototypu projektu HAA. Konečná verze ISIS měla mít délku 305 metrů, hmotnost nákladu 17 559 kg, celková hmotnost pak měla být enormních 152 861 kg. V roce 2015 byl program zcela ukončen. [4]

2.3.7 Loon

Projekt Loon společnosti Google začal v roce 2012, jeho hlavním cílem byla konstelace stratosférických balonů poskytujících internetové připojení v částech zeměkoule, kde běžně pokrytí není dostupné. Jako stratosférický nosič sloužil super-pressure balon o průměru 15 metrů, schopný letu až do 25 km, kde lze provádět regulaci výšky pomocí nasávání vzduchu z okolní atmosféry dovnitř

balonu nebo naopak upouštění, tím jde v ideálním případě docílit, že bude balon unášen větrem o správné rychlosti a především směru, jedná se tedy o platformu pouze s vertikálním pohonem. O energii na pohon všech systémů se postaraly solární panely. Takto byla platforma navržena na 100 dní provozu. Testovací lety byly uskutečněny na Novém Zélandu, Austrálii a Brazílii. V únoru 2016 byl proveden test v poskytování internetového připojení na Srí Lance ve spolupráci s místní vládou a tamními operátory. Dalším úspěchem projektu byl funkční jeřábový přípravek pro vypouštění těchto platform. Ten byl schopný vypouštění balonu okolo 30 minut. Program byl v roce 2021 zastaven. [4] [1] [10]



Obrázek 7 Balon LOON [1]

3 Atmosférické prostředí

Zemskou atmosféru lze rozdělit do pěti vrstev. Jsou to troposféra, stratosféra, mezosféra, termosféra a exosféra. Jednotlivé vrstvy se od sebe odlišují průběhem teploty se vzrůstající výškou. Stratosférické platformy se běžně pohybují v prvních dvou vrstvách, které jsou dále přiblíženy. K popsání zemské atmosféry je používán model mezinárodní standardní atmosféry MSA. [11]

3.1 Troposféra

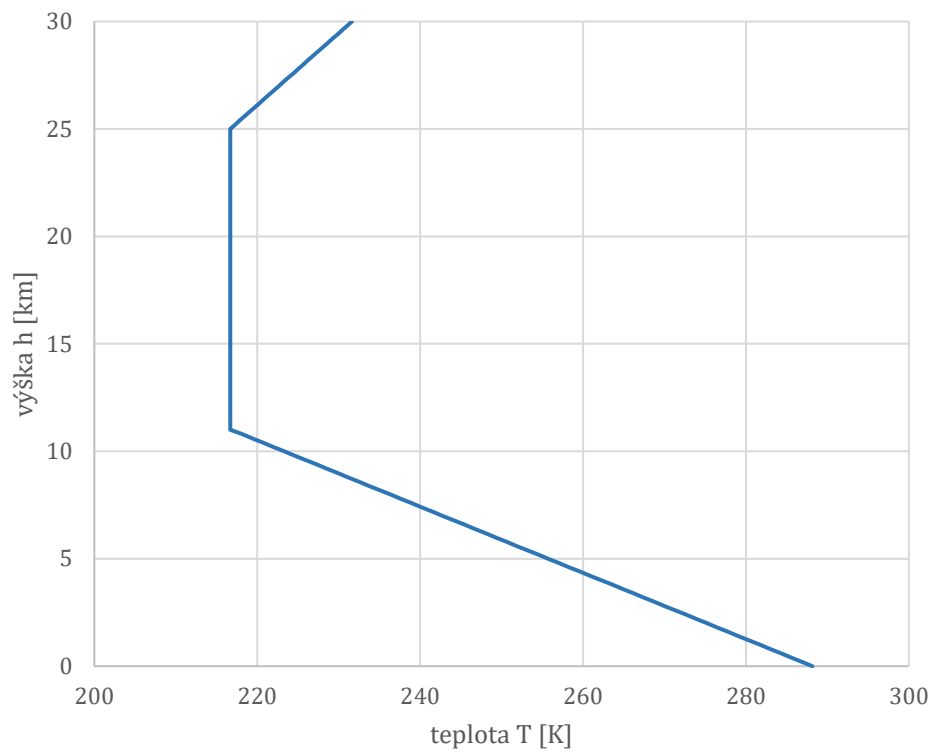
Troposféra je spodní část zemské atmosféry. Od povrchu Země zde teplota vzduchu se stoupající výškou klesá. V troposféře se koncentruje většina atmosférické vodní páry to má za následek vznik oblaků, srážek a bouřkové činnosti. Navíc se zde projevuje i silné prodění větru, které obvykle zesiluje se vzrůstající výškou. Troposféra končí tropopauzou, ve které teplota přestane klesat v závislosti na výšce a zůstává konstantní. Po překročení tropopauzy následuje stratosféra. [12]

Z hlediska letu je troposféra oblastí, ve které HAPS nebude obvykle setrvávat, ale musí jí bezpečně proletět. Tato oblast představuje riziko zejména pro své nestálé povětrnostní podmínky a bouře, i to je důvodem, proč jsou operační výšky platform vyšší. [2] [12]

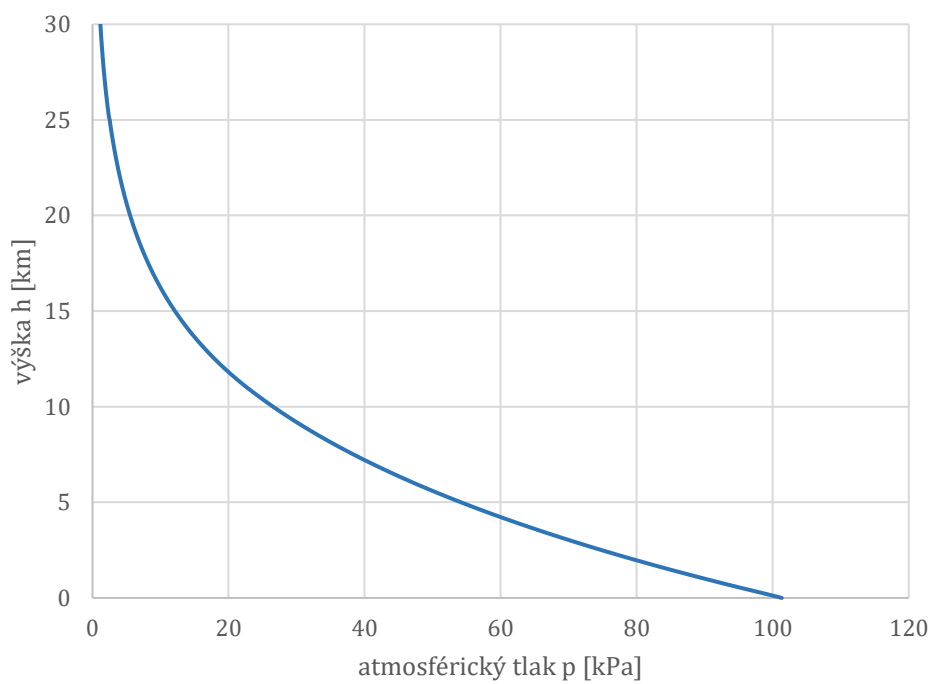
3.2 Stratosféra

Stratosféra je druhou vrstvou zemské atmosféry. Od zemského povrchu teplota s rostoucí výškou klesá až do bodu, kdy se ustálí a poté začne stoupat. Tento přechodový bod považujeme za začátek stratosféry. Stratosféra tak není definovaná od konkrétní nadmořské výšky, ale naopak se mění v závislosti se zeměpisnou šířkou. Pro přehlednost se však uvádí výška 20 km jako počáteční hranice, jako koncová pak 50 km. [2] [1]

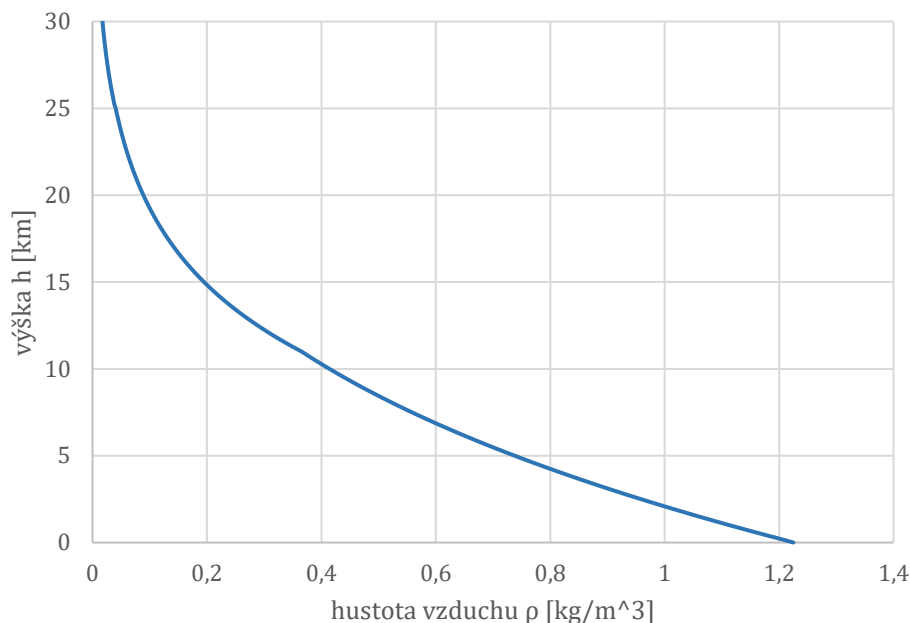
Mezinárodní standardní atmosféra MSA, viz graf 1, 2 a 3, stanovuje teplotu ve výšce 20 km na $-56,5$ °C. Dále je patrné, že hustota a tlak vzduchu s rostoucí výškou stále klesají. Ve výšce 20 km je hodnota tlaku i hustoty vzduchu méně než 8 % ve srovnání s hodnotami u hladiny moře. [1] [2] [11]



Graf 1 Vertikální teplotní profil dle MSA [11]



Graf 2 Závislost tlaku na výšce dle MSA [11]



Graf 3 Závislost hustoty vzduchu na výšce dle MSA [11]

Další faktor, který je nutné vzít v úvahu, jsou povětrnostní podmínky. Průměrně nejmírnější rychlosti větru jsou ve výšce okolo 20 km o hodnotách 10-15 m/s, avšak povětrnostní podmínky se velmi různí dle polohy i ročního období, a tak použití HAPS bude v některých regionech lépe proveditelné než jinde. Rychlejší vítr znamená pro platformu nutnost použití silnějšího pohonné jednotky, a tudíž vyšší hmotnost, která je při návrhu kritickým parametrem. Dalšími jevy stratosférického počasí jsou turbulence a elektrická aktivita způsobená bouřkami v nižší vrstvě atmosféry. [1] [2]

Mezi výhody využití oblasti nízké stratosféry, jakožto letového prostoru, je minimum komerčního letového provozu, či nižší náklady na výrobu i dopravu techniky do pracovní výšky ve srovnání s orbitálními satelity. V porovnání s nižší vrstvou atmosféry, troposférou, je zde panující počasí mnohem přívetivější; nižší turbulence, absence tryskového proudění vzduchu, či nižší elektrická aktivita, která by mohla poškodit používanou elektroniku. [1] [2]

4 Konstrukce balonu

4.1 Typy balonů

Běžně používané balony pro vědecké použití lze rozdělit do tří kategorií. Každá kategorie balonů se liší možnou dobou letu, dostupem, použitými materiály a celkovou konstrukcí. [13]

4.1.1 Meteorologický balon

Tento typ patří k nejjednodušším a nejdostupnějším balonům. Plynu těžko prostupná membrána balonu je vyrobena nejčastěji z elastického latexu. Celý balon se skládá z jednoho kusu. Pro provedení letu se do komory naplní plyn lehčí než vzduch, nejčastěji se jedná o inertní helium, nebo vodík, a utěsní se vstupní hubice. Po vypuštění nabírá výšku a jak okolní tlak klesá pracovní plyn uvnitř expanduje a natahuje membránu. Po překročení kritické výšky membrána neunesení zatížení a balon praská. Meteorologické balony se využívají pro krátkodobé lety, kde stačí dosáhnout přibližné výšky bez dlouhodobého setrvání. [13]

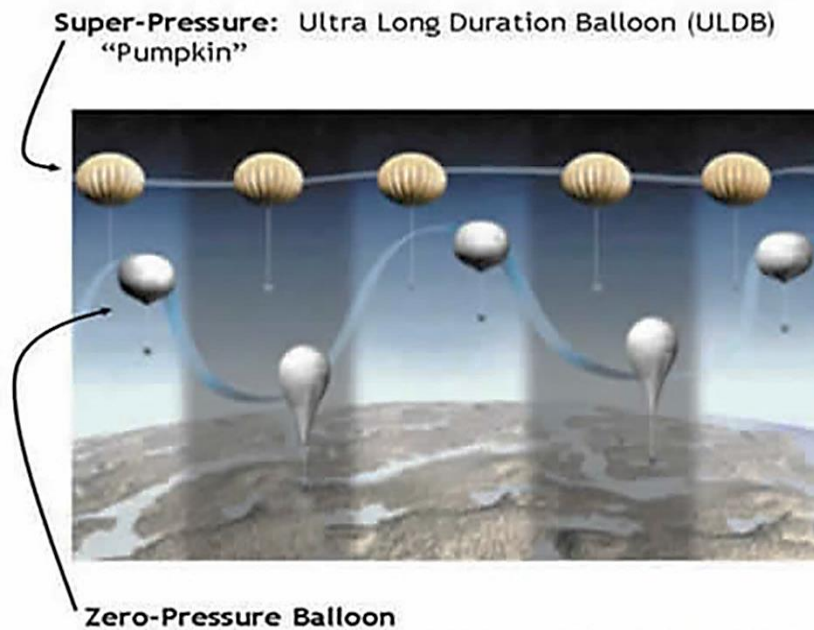
4.1.2 Zero-pressure balon

Zero-pressure balon tvoří jakousi střední třídu balonů pro vědecké účely, dokáže totiž setrvat po omezenou dobu v jedné hustotní hladině atmosféry. Je vytvořen z tenké polymerní folie, která je na rozdíl od latexového balonu méně elastická a při nafouknutí si drží svůj tvar. Před letem je z části nafouknut plynem lehčím než vzduch, tak že plyn nevyplňuje všechny prostor uvnitř. Po vypuštění plyn uvnitř vlivem stoupaní opět expanduje až vyplní celou obálku balonu, proti dalšímu stoupaní je vybaven výpustí, která umožní přebytečnému pracovnímu plynu uniknout do atmosféry a tím se balon stabilizuje na jedné hladině. Situace se však mění se změnou radiačních podmínek, například západem Slunce se zbývající plyn uvnitř ochladí a zmenší svůj objem a pokud není uvolněn balast, balon začne klesat. [13]

4.1.3 Super-pressure balon

Balony typu super-pressure se využívají pro dlouhodobé balonové lety. Jsou navrženy tak aby ve stratosféře vydržely i několik měsíců. To však s sebou nese řadu technologických úskalí. Největší důraz je kladen na materiál membrány, který musí být schopen odolat vlivům extrémních podmínek panujících ve stratosféře. Pro dlouhodobý let je balon částečně naplněn pracovním plynem, po vypuštění vystoupá až do pracovní výšky, ale na rozdíl od zero-pressure balonu nemá žádnou výpust', a tak vniká uvnitř balonu mírný přetlak vůči okolní atmosféře. Při změně tepelných podmínek působících na balon se plyn uvnitř balonu sice ochladí, ale vlivem

přetlaku se smrští jen minimálně, a tak tento balon dokáže setrvávat na přibližně stejné hladině. [13]



Obrázek 8 Porovnání průběhu letu Super-pressure a Zero-pressure balonu [14]

4.2 Vývoj konstrukce super-pressure balonu

Už v padesátých letech minulého století se začalo s vývojem super-pressure balonů. Mezi první prototypy patřil polyesterový válcový balon, který však skýtal přílišná omezení hlavně kvůli své hmotnosti a koncentraci napětí na pólech pláště. [15]

Další typ byl kulový balon, jehož polyesterová sférická membrána slibovala lepší rozložení napětí a tím i možnost provozování větších balonů, které dokázali nést náklad do 450 kg. Velikost a s ní spojená nosnost byla omezena zejména dostupnými materiály a technologií výroby. Kulové balony byly hojně využívány v sedmdesátých letech ve vědeckých programech zaměřených na výzkum a mapování stratosférického větru. [15]

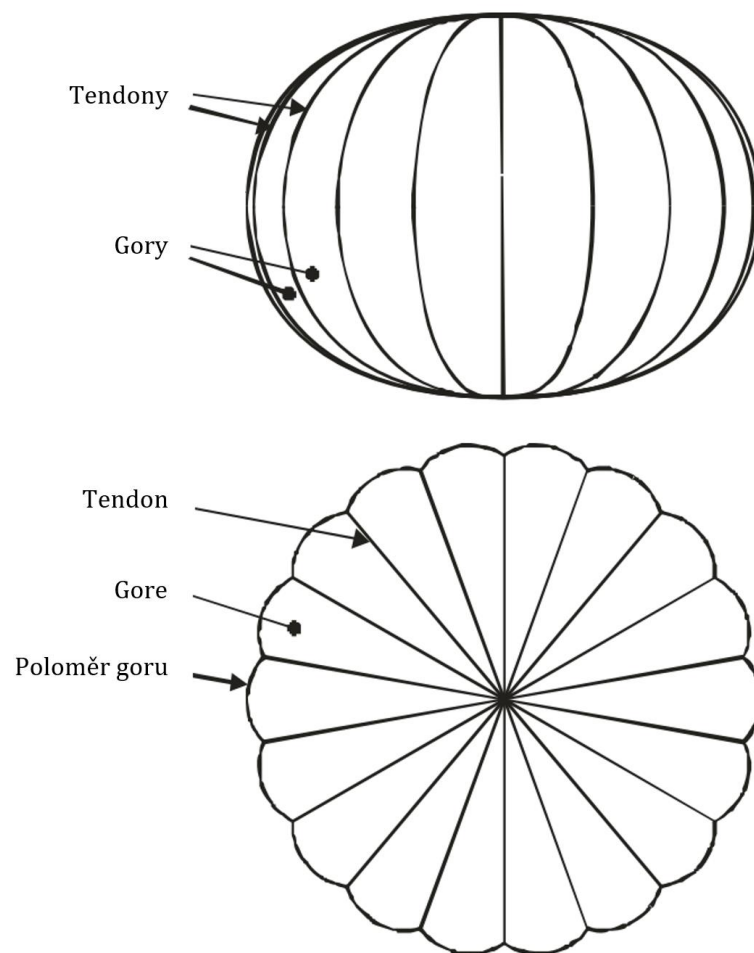
Třetí koncept balonu přirozeného tvaru, nebo také tvaru dýně se rozvíjel na konci šedesátých let kdy s využitím nově vyvinutých vláken bylo možné přenášet velké podélné síly. Balon se tak skládal z membrány, která byla vyztužena vlákny od pólu k pólu. Mezi vlákny bylo membráně umožněno se vyboulit a vytvořit tak jakýsi lalok z čehož pak pramenil jeho anglický název lobed pumpkin-shaped balloon. [15]

4.2.1 Vývoj super-pressure balonu pro velmi dlouhé lety

Další zaznamenanou etapou při vývoji super-pressure balonu byl projekt americké NASA na návrh balonu pro velmi dlouhé lety ULDB (Ultra long duration balloon). Cílem bylo vyvinout balon schopný nést užitečné zatížení o hmotnosti 1500 kg ve výšce 30 km po dobu minimálně tří měsíců. [15]

První koncept projektu byl sférický balon s uchyceným nákladem zesponu pláště tvořeného z pevnostní textilie. Toto uchycení v kombinaci s tlakem působících plynů způsobovalo příliš velké potíže při letu. [15]

Druhý koncept navázal na balon tvaru dýně, byl však vyroben z pevnější textilie než původní návrh. Film byl složen z jednotlivých částí zvaných gorů, celý byl pak vyztužen vysokopevnostními provazci u každého ze spojů gorů. Tyto provazce však bylo obtížné připevnit k membráně, což zapříčinilo vznik nepravidelných laloků balonu, které po natlakování praskaly. [15]

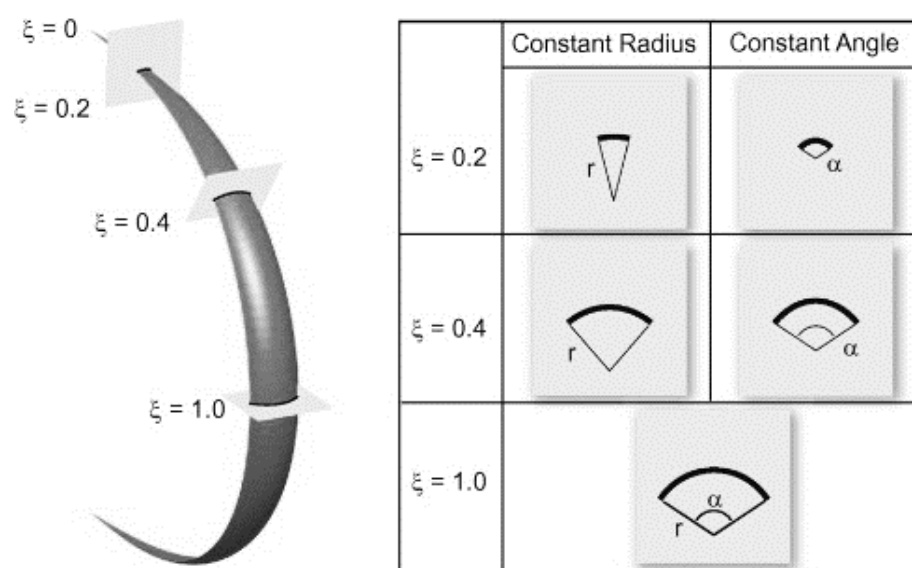


Obrázek 9 Schéma konstrukce balonu tvaru dýně [16]

4.3 Současná konstrukce super-pressure balonu

Aktuálně nejčastěji používané super-pressure balony mají tvar dýně s laloky (lobed pumpkin-shaped balloon). Konstrukčně jsou tvořeny z pláště, který primárně tvoří nepropustnou bariéru pro nosný plyn. Dále z tendonů, což jsou lanka tažená od pólu k pólu. Ta mají za úkol přenášet napětí vzniklá nafouknutím membrány a od užitečného zatížení, které je připevněno na dolním, „jižním“ pólu. Samotný plášť je tvořen z dílců, které jsou nazývány jako gory. Tyto gory jsou k sobě tepelně svařeny a na pólech, končí v portech, kde jsou silovým stykem dvou desek vyvozeným šrouby utěsněny. V portu také bývá plnicí ventil, popřípadě snímač tlaku a podobně. Zároveň jsou v portech uchyceny i tendony. Každý gore v plášti představuje po nafouknutí jeden lalok. [15] [17] [18]

Současná konstrukce vychází z druhého konceptu popsaného o kapitulu výše. Rozdílem je na každém svaru mezi gory vedený tendon, který je uchycen taktéž ke svaru, což eliminuje problém s nestejnými laloky. Dále byla upravena geometrie jednotlivých gorů, zároveň s tím využívá jiného materiálu pláště, a to polyethylenové folie. Gore byl navržen tak, aby měl průřez po celé délce konstantní úhel výseče. Zkušební let v roce 2001 odhalil, že při použití této geometrie gorů dochází k nedostatečnému rozvinutí pláště balonu. Pro eliminaci tohoto jevu prošla geometrie gorů další úpravou, a to že místo konstantního úhlu výseče v průřezu má gor konstantní radius. Touto změnou se docílí výrazně stabilnějšího tvaru balonu. Není to však poslední ani jediná správná verze. Další variantou je tvar goru, který vytváří v celém plášti konstantní napětí. Takovýto tvar je záležitostí numerického výpočtu. [15] [17] [18]

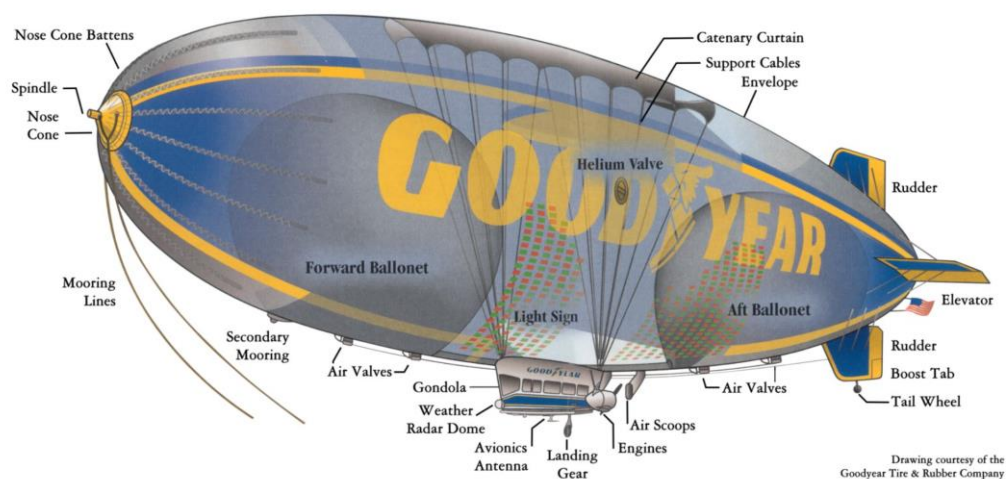


Obrázek 10 Porovnání geometrie goru [18]

4.4 Regulace letové hladiny

Podobně jako u vzduchoplavectví z dob minulých se regulace letové výšky provádí za pomoci balastu, přebytečné zátěže. Pro dlouhotrvající let je však zapotřebí využít udržitelnější koncept než odhazování pytlů písku. Potřebné je tedy medium, které je možno vypouštět a napouštět přímo v průběhu celého letu. Regulace letové hladiny super-pressure balonů je tedy prováděna přepouštěním vzduchu z okolní atmosféry, podobně jako při letu dnešních vzducholodí.

U vzducholodí je tělo naplněno nosným plynem, uvnitř těla jsou pak ještě tzv. balonety, které jde v průběhu letu napouštět, či vypouštět vzduch a tím účinně regulovat výšku, v případě vzducholodí tvaru doutníku a použití předního a zadního balonetu, je možno takto regulovat i náklon. U stratosférických balonů jde o stejný princip. Zpravidla však nepotřebujeme ovládat náklon. Větší důraz je kladen na úsporu hmotnosti, ve srovnání s konvenční vzducholodí. [19]



Obrázek 11 Schéma říditelné vzducholodě GOOD YEAR [20]

Konstrukčně jsou vzduchové balasty pro super-pressure balony provedeny přehrazením hlavní komory. První provedení pracuje s rozdělením komory na horní a spodní část. Toho je docíleno svařením více než dvou polokoulí k sobě podél rovníku, to dá vzniknout balonu s membránou uvnitř. Vrchní komora se plní nosným plynem a spodní vzduchem. Problémem této konstrukce je přidání svaru do obecně nejvíce namáhaného místa pláště balonu. Každý svar je potenciální nedokonalost, skrz kterou může unikat nosný plyn. [1]

Další varianta je obdobná. Balon je svařený standardně s přidáním jedné polokoule, rozdílem je, že membrána sloužící k oddělení komor je přivařena od pólu k pólu (po

poledníku). Tímto řešením se eliminuje nutnost svaru po celém obvodu rovníku balonu. Značnou nevýhodou tohoto řešení zůstává jeho nevyváženost. Při pohledu kolmo na rovinu vnitřní membrány je patrné, že na jedné straně se nachází celý objem nosného plynu a na straně druhé se nachází celý balast. [1]

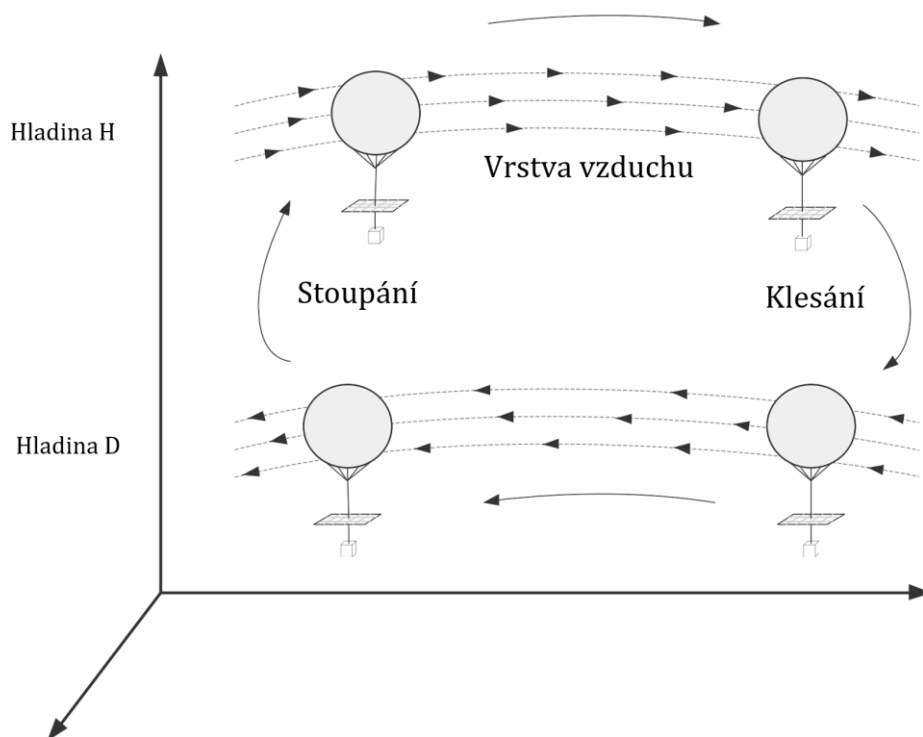
Třetím řešením by se zjednodušeně dalo popsat jako balon v balonu. Nejedná se o hmotnostně nejúspornější koncept, avšak přináší řadu výhod. První variantou byl malý balon, plnění balastem uvnitř velkého naplněného nosným plynem. To zajišťovalo vyváženost a nižší přírůstek hmotnosti z balonetu uvnitř. Druhé řešení představovalo velký balon plnění balastem a uvnitř menší balon plnění nosným plynem. Zde je jasné, že komora naplněná heliem musí být zpravidla větší než vzduchová komora. Proto se jednalo o dva téměř stejně objemné balony uvnitř sebe. Toto řešení i přes skutečnost, že se jedná o hmotnostně nejtěžší variantu skýtá podstatnou výhodu v tom, že komora s nosným plynem není přímo vystavena stratosférickému prostředí, jinak řečeno přetlak uvnitř helia není vystaven nižšímu tlaku okolí, což výrazně zpomaluje únik helia skrz stěny a svary do okolí a výrazně tím narůstá doba provozu daného balonu ve stratosféře. [1]

5 Požadavky na stratosférický balon

Následující kapitola je věnována požadavkům pro výpočet potřebného vztlaku a dalších veličin navrhovaného stratosférického balonu, zároveň bude provedena volba potřebných vstupních parametrů.

5.1 Letové hladiny

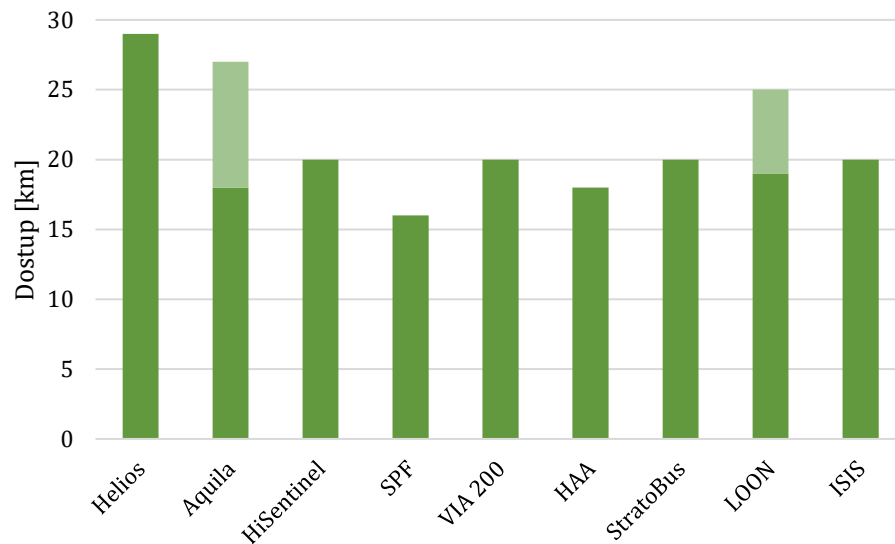
Řízení stratosférické platformy je velmi závislé na okolním prostředí. Hlavním parametrem je směr a rychlost proudění větru. Ačkoliv počasí ve stratosféře je obecně vcelku stabilní nelze zanedbat jeho vliv. Stratosférické balony mají, vzhledem ke své velikosti, vysoký aerodynamický odpor, který však nutně nemusí být jen nevýhodou. Při manévrování stratosférických platform lehčích než vzduch se využívá různých letových hladin k řízení platformy unášením větrem v požadovaném směru. Princip funkce je zobrazen na obrázku 12, kde se předpokládají různé letové hladiny a v nich různý směr větru. V ideálním případě tak stačí upustit vzduchový balast a vystoupat do výšky, kde vane vítr požadovaným směrem. Studie provedené na toto téma uvažují let stratosférického balonu mezi 18 a 22 km nad povrchem Země, kde by obecně měl vanout vítr přijatelnou rychlostí. [21] [22]



Obrázek 12 Schéma principu řízení větrem [21]

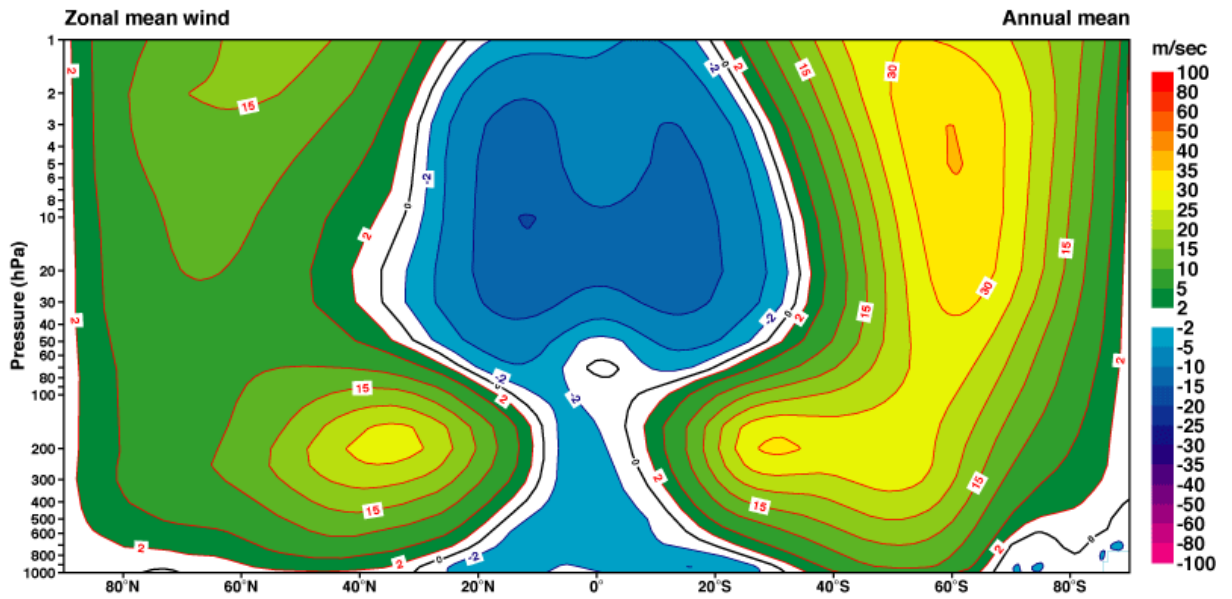
Avšak pro přesnější kontrolu nad trajektorií letu je vhodné použít kombinaci řízení unášením větrem a elektrického pohonu pomocí elektromotorů a vrtulí speciálně upravených pro řidší vzduch ve stratosféře.

Platformy uvedené v rešerši se liší svými letovými hladinami, jde o hodnoty od 16 do 29 kilometrů. Nejčastěji se objevují zástupci s letovou hladinou okolo 20 km. Graf 4 postihuje dostup jednotlivých letadel.

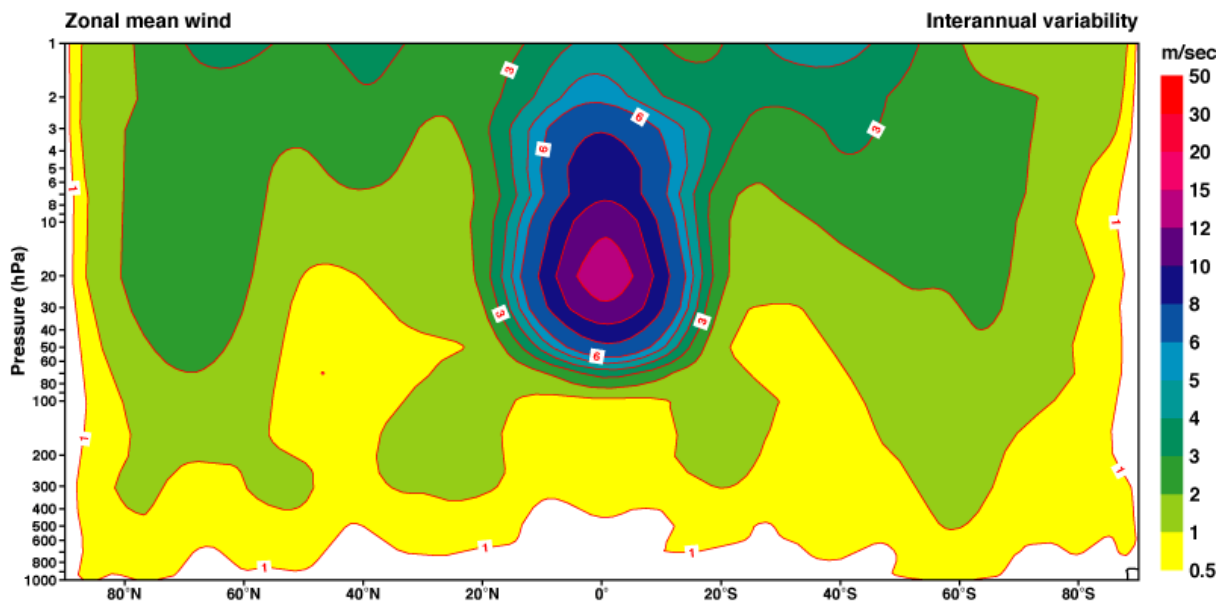


Graf 4 Dostup stratosférických platforem

Při tomto návrhu byl uvažován balon provozovaný nad územím České republiky tj, zhruba $50,76^{\circ} N$ $15,02^{\circ} E$ [23]. Pro popis závislosti letové hladiny s výškou nad povrchem Země, hustotou a teplotou okolní atmosféry byl použit model mezinárodní standardní atmosféry MSA. Z následujících grafů 5 a 6 lze vyčíst průměrná rychlost větru nad zvoleným územím, respektive 50° severní šířky. Rychlost větru zůstává průměrně konstantní v tlakové hladině zhruba od 6 000 do 2 000 Pa, což v přepočtu skrze MSA odpovídá 19 až 26 km.

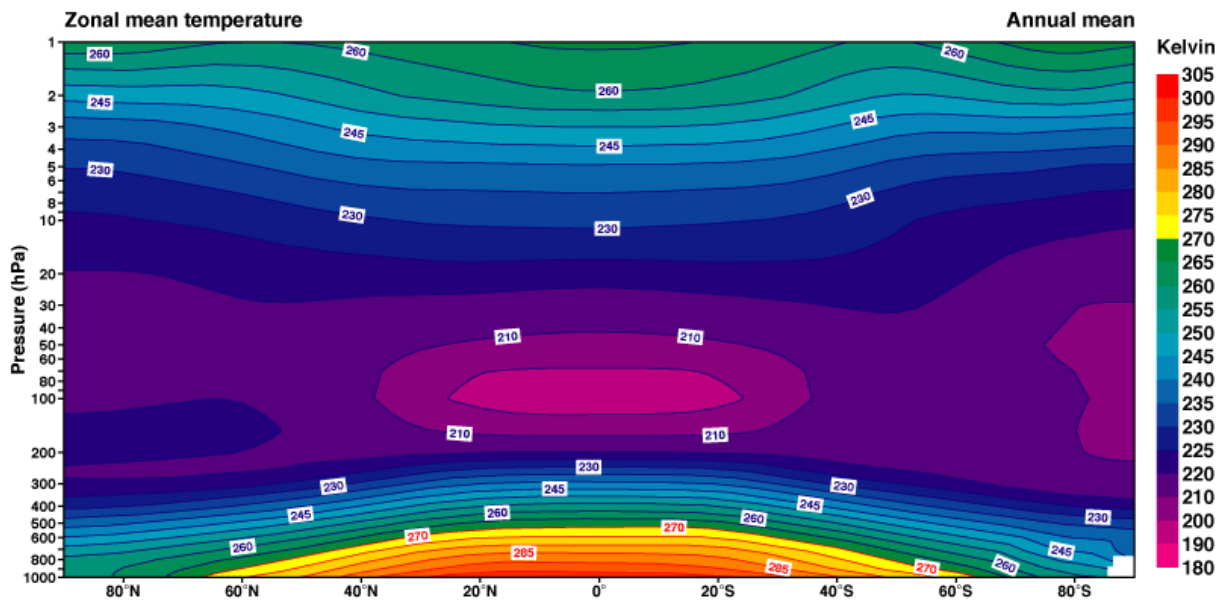


Graf 5 Diagram ročního průměru rychlosti proudění větru [24]

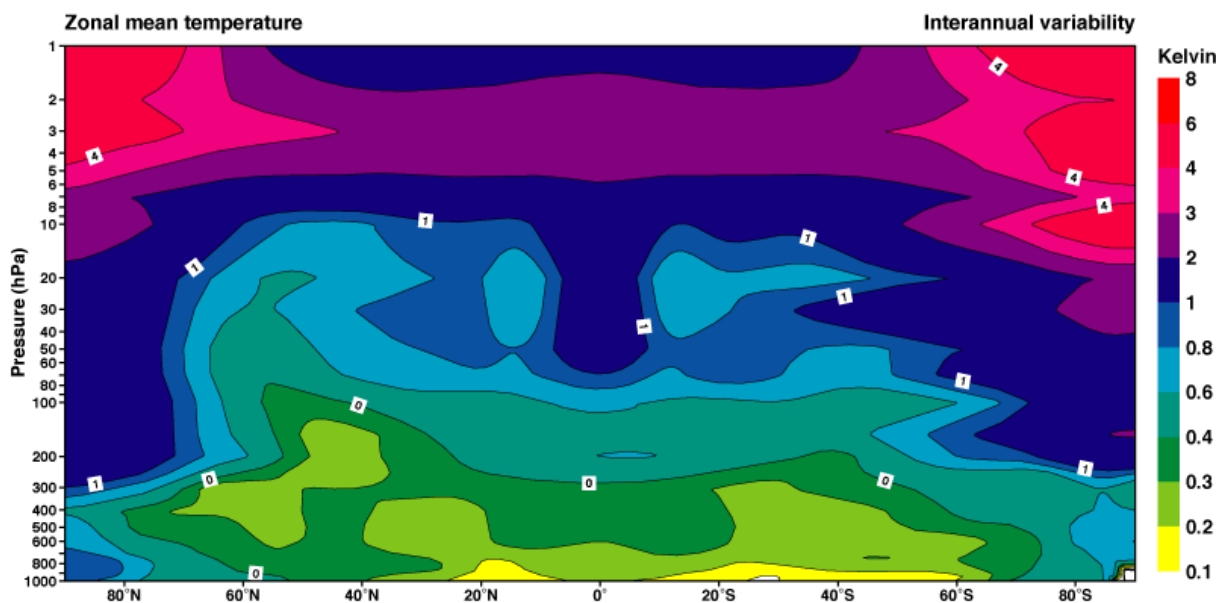


Graf 6 Diagram měsíční odchylky proudění větru [24]

Model mezinárodní standardní atmosféry MSA definuje teplotu nižší stratosféry od 11 do 25 km na $T_{OK} = 216,65 K$, tj. $T_{OK} = -56 ^\circ C$ [11]. Omezíme-li let opět nad území ČR lze odečíst z následujícího grafu 8, že se roční průměr teplot téměř shoduje s odchylkou mezi 0 a 1 teplotním stupněm. [11]



Graf 7 Diagram ročního teplotního průměru [25]



Graf 8 Diagram měsíční teplotní odchylky [25]

Na základě předchozí rešerše a rozboru stratosférického počasí byly zvoleny letové hladiny od 19 do 23 km. Při dalším stoupání se markantně zvětšuje potřebný objem balonu vlivem řídké atmosféry.

5.2 Užitečné zatížení

Dalším parametrem, který je nutné zvolit, je užitečné zatížení. Z provedené rešerše vyplývá rozsah hmotností užitečných zatížení. Pro platformy těžší než vzduch jsou hmotnosti payloadů zpravidla nižší oproti vzducholodím. Následující tabulka 1 zaznamenává jednotlivé platformy a jejich cílové hmotnosti nákladu. Hodnoty jsou od jednotek kilogramů do bezmála 18 tun.

HAPS	Payload	
	[kg]	
Zephyr S	5	Těžší než vzduch
Zephyr T	20	
Vulture	450	
HiSentinel 20	9	Lehčí než vzduch
HiSentinel 50	23	
HiSentinel 80	36	
StratoBus	250	
VIA 200	1 000	
SPF	1 000	
ISIS	17 500	

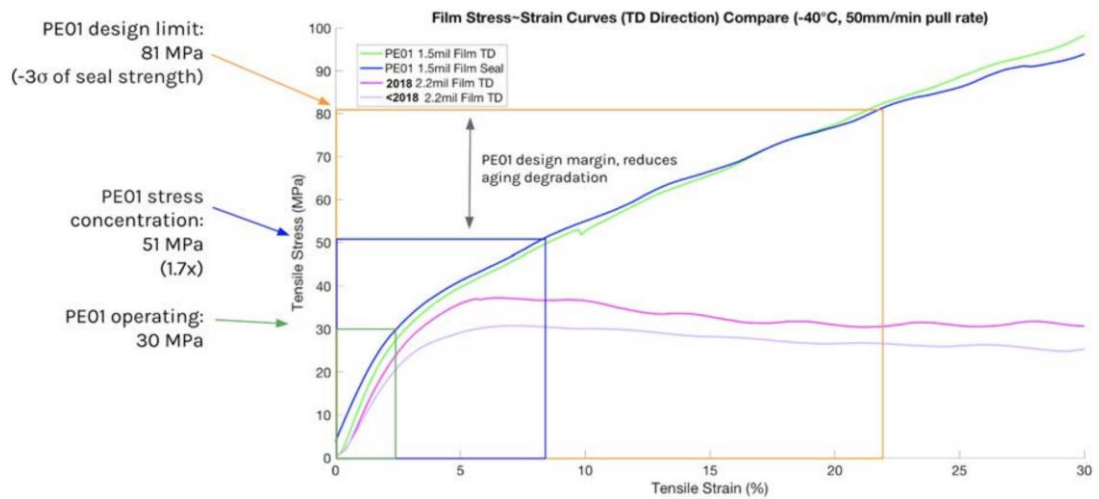
Tabulka 1 Hmotnost užitečného zatížení

Pro řešený případ bylo zvoleno užitečné zatížení o hmotnosti 250 kg. Avšak s podmínkou, že bude platformu možné použít jednak pro pozorování Země, jednak pro pozorování vesmíru. Většina platform lehkých než vzduch má užitečné zatížení upevněno zespod, a tak pozorování kosmu neumožňuje, i přes skutečnost, že se pro to podmínky ve stratosféře hodí lépe, než na povrchu Země.

5.3 Materiál pláště balonu

Materiálů používaných pro super-pressure balony není mnoho. V počátcích stratosférického létání se používali polyesterové fólie. Současné materiálové inženýrství dalo vzniknout LLDPE (lineární nízkohustotní polyethylen), který se v podobě tenkých fólií používá dnes pro výrobu super-pressure balonů. Ve své podstatě jde o modifikované fólie pro potravinový průmysl. Materiál pláště musí být dostatečně pružný, odolný vůči nízkým teplotám a také by měl odolávat ultrafialovému záření, kterého je ve stratosféře víc než na Zemi. Pro výpočet byl zvolen materiál LLDPE – PE01 o tloušťce 38 μm vyvinutý pro stratosférické balony projektu LOON, jehož vlastnosti byli prověřeny při dlouhodobých stratosférických

letech. Následující graf 9 zachycuje tahovou zkoušku zvoleného materiálu při -40 °C. Tento materiál byl zvolen i z důvodu absence stavebního předpisu pro stratosférické balony a chybějících dat. [1] [15] [26]



Graf 9 Tahová zkouška LLDPE PE01 [1]

6 Návrh tvaru balonu

Následující kapitola je věnována popisu zvoleného tvaru navrhovaného balonu a výpočtu statické rovnováhy ve zvolených letových hladinách.

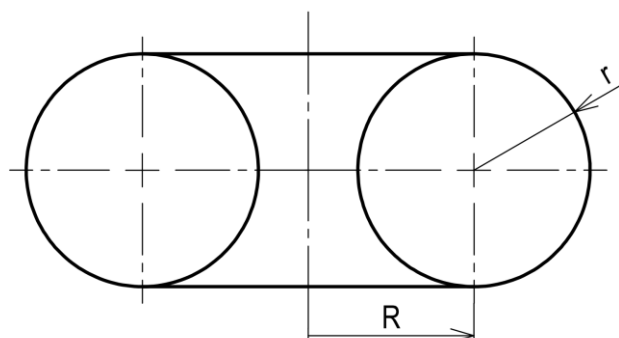
6.1 Rozbor tvaru toroidního balonu

Stratosférické platformy lehčí než vzduch používají, ve většině případů, jeden konvenční super-pressure balon nebo vzducholoď ke generování vztlaku a setrvání v pracovní výšce. Toto uspořádání se však příliš nehodí pro splnění požadavku na payload, který by měl sloužit k pozorování vesmírného prostoru. Řešení s takovýmto jedním balonem by vyžadovalo celkem složitou konstrukci okolo membrány. Navíc by tato konstrukce zbytečně navyšovala hmotnost platformy a tím i zvyšovala nároky na potřebný objem balonu.

Jiné řešení pracuje s vyšším množstvím balonů společně spojených jednodušší konstrukcí do jedné platformy. To dá vzniknout prostoru k případnému uchycení užitečného zatížení jak pro služby spojené se Zemí, tak i pro průzkum kosmu. Výhodou tohoto řešení je použití prověřených tvarů balonů, nevýhodou oproti výše uvedenému řešení je větší plocha balonu oproti objemu, což v konečném důsledku opět zvyšuje hmotnost celé platformy.

Nejvhodnějším řešením by byl kompromis, který by vyhovoval požadavkům payloadu, nevyžadoval příliš složitou podpůrnou konstrukci a zároveň obsahoval jeden stratosférický balon. Takovýmto požadavkům na HAPS vyhovuje použití balonu ve tvaru toroidu. Jeden toroidní balon poskytuje uprostřed průzor použitelný pro nastavení neseného přístroje vzhůru. Toroidní balon sice nedosahuje tak dobrých parametrů poměru objemu k ploše povrchu jako stratosférické balony konvenčních tvarů, ale zase účinněji kopíruje tvar platformy s více balony. Jak vyplývá z rovnice (7.11) [27], čím větší bude poloměr r , tím bude poměr plochy balonu ku jeho objemu menší.

$$\frac{S}{V} = \frac{4 \pi^2 R r}{2 \pi^2 R r^2} = \frac{2}{r} \quad (6.1)$$



Obrázek 13 Schéma toru

Navíc tvar toru nevyžaduje použití horního a spodního portu k utěsnění nesvařitelných částí gorů v jejich špičkách, jelikož při dodržení dostatečně velkého vnitřního průměru průřezu žádné špičky na gorech nevzniknou, což pomůže zamezit unikání nosného plynu a uspoří hmotnost.

6.2 Vstupní hodnoty iteračního výpočtu

Konstanty vstupující do iteračního výpočtu jsou shrnuty v tabulce 2. Pro popis parametrů atmosféry byl použit model mezinárodní standardní atmosféry MSA dle [11], odkud byly určeny hodnoty teploty, hustoty a tlaku vzduchu v atmosféře pro zvolené letové hladiny

$$p_{11} = p_0 \left(1 - \frac{0,0065}{288} \cdot 11000 \right)^{5,256}, \quad (6.2)$$

$$\rho_{v_{11}} = \rho_{v_0} \left(1 - \frac{0,0065}{288} \cdot 11000 \right)^{4,256}, \quad (6.3)$$

kde p_{11} je tlak a $\rho_{v_{11}}$ je hustota okolní atmosféry ve výšce 11 km.

$$p = p_{11} \cdot e^{-0,0001578 \cdot (h-11000)}, \quad (6.4)$$

$$\rho_v = \rho_{v_{11}} \cdot e^{-0,0001578 \cdot (h-11000)}, \quad (6.5)$$

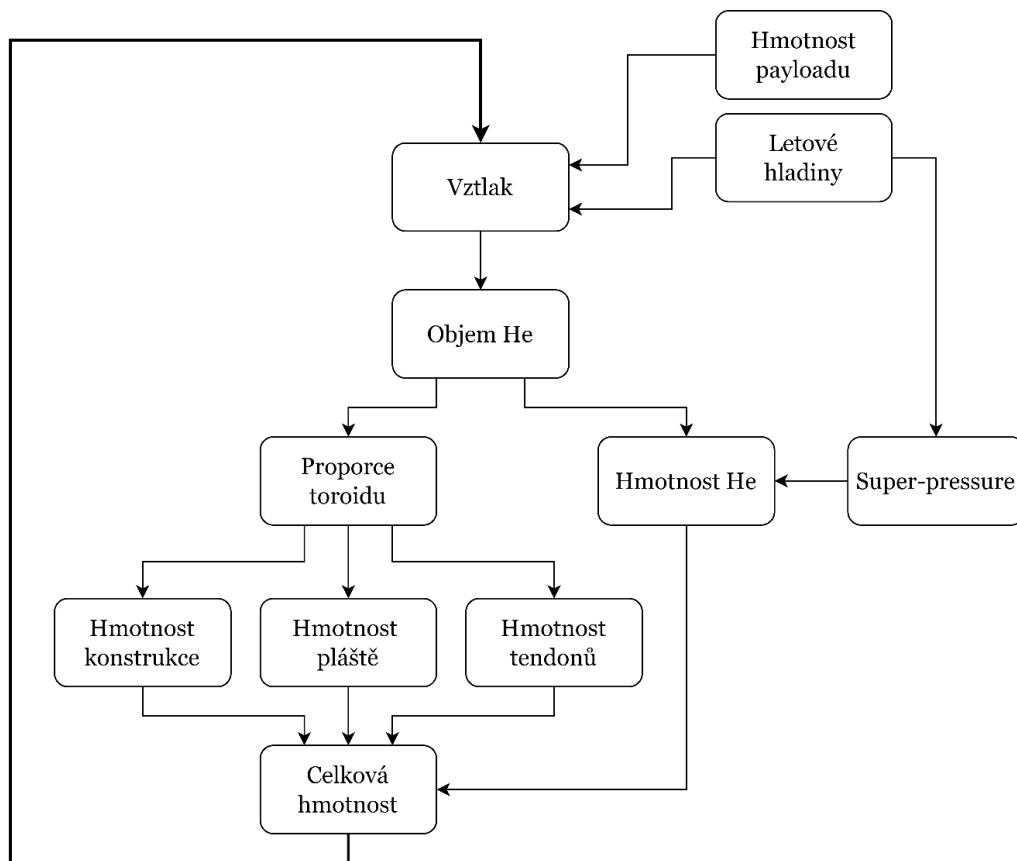
kde p je tlak a ρ_v je hustota okolí v rozmezí spodní stratosféry, tj. od 11 do 25 km. Dále bylo pomocí Newtonova gravitačního zákona (7.11) dle [11] vypočteno tíhové zrychlení v dolní a horní letové hladině.

$$g = g_0 \left(\frac{Re}{Re + h} \right)^2, \quad (6.6)$$

kde h je výška nad povrchem Země, respektive letová hladina.

Označení	hodnota	jednotka	veličina
H	23 000	m	horní letová hladina
D	19 000	m	dolní letová hladina
m_{pay}	250	kg	hmotnost užitečného zatížení
σ_D	30	MPa	maximální napětí ve filmu
p_0	101 325	Pa	normální atmosférický tlak (h=0)
ρ_0	1,225	kg/m ³	hustota vzduchu (h=0)
g_0	9,807	m/s ²	tíhové zrychlení (h=0)
M_{He}	$4,003 \cdot 10^{-3}$	kg/mol	molární hmotnost helia
M_{vzd}	$28,96 \cdot 10^{-3}$	kg/mol	molární hmotnost vzduchu
R_p	8,314	J/ (K · mol)	univerzální plynová konstanta
Re	6378	km	poloměr Země
T_{ok}	216,65	K	teplota atmosféry (11 až 25 km)
p_H	3 404	Pa	tlak atmosféry v horní letové hladině
p_D	6 841	Pa	tlak atmosféry v dolní letové hladině
ρ_H	0,0547	kg/m ³	hustota atmosféry v horní letové hladině
ρ_D	0,1029	kg/m ³	hustota atmosféry v horní letové hladině

Tabulka 2 Přehled vstupních hodnot



Obrázek 14 Rámcové schéma iteračního výpočtu

6.3 Výpočet super-pressure

Super-pressure je minimální přetlak, který udrží balon v plně nafouknutém stavu i přes kolísající teploty, hlavně během denního a nočního cyklu. Metodika výpočtu převzata z [13].

6.3.1 Odvození super-pressure od volného vztlaku

Tato část přetlaku v balonu zajišťuje jakousi rezervu pro případné ztráty helia během letu, nebo pro rozpínání membrány balonu vlivem tečení materiálu.

$$V \rho_n = m_C + F_{vz}, \quad (6.7)$$

kde V je objem balonu, ρ_n je hustota atmosféry v místě plného nafouknutí balonu, m_C je celková hmotnost, F_{vz} je vztlaková síla.

$$V \rho = m_C, \quad (6.8)$$

kde ρ je hustota okolí v letové hladině. Vydělíme-li rovnici (6.7) vztahem (7.11) dostáváme

$$\frac{\rho_n}{\rho} = 1 + \frac{F_{vz}}{m_C} \quad (6.9)$$

Nyní zadefinujeme $f \equiv \frac{F_{vz}}{m_C}$, jako poměr volného vztlaku, tím získáme rovnici

$$\frac{\rho_n}{\rho} = 1 + f. \quad (6.10)$$

Do vztahu (7.11) dosadíme stavovou rovnici ideálního plynu $\rho = k \frac{p}{T}$, kde p je tlak v dané hladině a T termodynamická teplota okolí, poté vychází

$$\frac{p_n T}{p T_n} = 1 + f. \quad (6.11)$$

Tlak nosného plynu, helia, odpovídá tlaku okolí ve výšce h_n , kde dojde k plnému nafouknutí balonu

$$p_{g_n} = \frac{p_n T}{T_n}. \quad (6.12)$$

Dosazením do rovnice (6.11) získáme

$$\frac{p_{g_n}}{p} = 1 + f. \quad (6.13)$$

Odtud pak plyne

$$f = \frac{p_{gn} - p_n}{p} = \frac{\Delta p_f}{p}. \quad (6.14)$$

Z tohoto vzorce pak vyjádříme hodnotu super-pressure od volného vztlaku jako

$$\Delta p_f = f p. \quad (6.15)$$

Pro účely výpočtu se poměr volného vztlaku volí v rozmezí (10–20) %, pro náš případ byla zvolena horní hranice $f = 20$ %, z důvodu pokrytí případných výkyvů v teplotě okolí.

6.3.2 Odvození super-pressure od teploty

Při výpočtu vycházíme ze stavové rovnice ideálního plynu

$$p_g V = n R_p T_g, \quad (6.16)$$

kde p_g je tlak media v balonu, V objem balonu, T_g je teplota media v balonu. Rovnici (6.16) můžeme upravit na následující tvar, jelikož nedochází ke změně hmotnosti ani objemu balonu

$$p_g = k T_g. \quad (6.17)$$

Následně můžeme provést úpravu a zahrnout malé změny tlaku v závislosti na změně teploty

$$\frac{\Delta p_T}{p_g} = \frac{\Delta T}{T_g}, \quad (6.18)$$

nebo také

$$\Delta p_T = \frac{\Delta T}{T_g} (p + \Delta p_f). \quad (6.19)$$

Pro účely výpočtu se uvádí rozsah hodnot super-temperature $\Delta T = (10 \pm 5) K$, pro náš případ byla zvolena opět horní hranice z důvodu absence experimentálních dat týkajících se pohlcování tepelného záření.

6.4 Výpočet objemu a balastu balonu

Výpočet objemu vychází z Archimedova zákona. Potřebný vztlak dostaneme z rovnováhy v horní letové hladině mezi vztlakovou a tíhovou silou

$$F_{vz} = F_G, \quad (6.20)$$

po dosazení

$$V \rho_{vH} g_H = m_C g_H, \quad (6.21)$$

kde V je objem balonu, ρ_{vH} je hustota vzduchu v atmosféře v horní letové hladině, m_C je celková hmotnost platformy a g_H je tíhové zrychlení v horní letové hladině. Z rovnice (7.11) získáme rovnici pro výpočet objemu balonu

$$V = \frac{m_C g}{\rho_v g} = \frac{m_C}{\rho_v}. \quad (6.22)$$

6.4.1 Výpočet velikosti toroidu

Při výpočtu toroidního tvaru balonu byl uvažován tvar prostého toru (viz obrázek 13), což znamená, že byl, vzhledem k celkové velikosti balonu, zanedbán vliv vypouklín jednotlivých laloků. Rádus R vyjádříme ze vztahu pro výpočet objemu toru [27]

$$V = 2 \pi^2 R r^2, \quad (6.23)$$

pro výpočet R zavedeme poměr poloměrů $k = \frac{R}{r}$, tento poměr byl zvolen jako $k = 1,3$. Poté se R vypočítá jako

$$R = \sqrt[3]{\frac{V k^2}{2 \pi^2}}. \quad (6.24)$$

Poloměr r dopočítáme z poměru k

$$r = \frac{R}{k}. \quad (6.25)$$

Obsah pláště toru se vypočítá jako [27]

$$S = 4 \pi^2 R r k_l, \quad (6.26)$$

kde $k_l = 1,2$ je opravný koeficient pro zakřivení laloků na plášti.

6.4.2 Výpočet hmotnosti balastu

Balast bude tvořen vzduchem nasávaným z okolní atmosféry, který bude uložen v oddělených komorách toroidního balonu. Potřebná hmotnost vzduchu se vypočítá z rovnováhy vztahové a tíhové síly v dolní letové hladině

$$V \rho_{vD} g_D = (m_C + m_{bLS}) g_D , \quad (6.27)$$

kde ρ_{vD} je hustota vzduchu v atmosféře v dolní letové hladině, g_D je tíhové zrychlení v dolní letové hladině, m_{bLS} je hmotnost vzduchového balastu, kterou vyjádříme jako

$$m_{bLS} = V \rho_{vD} - m_C . \quad (6.28)$$

Dalším krokem je získání hodnoty tlaku helia v balonu, ten musí doplnit stávající tlak od balastu na hodnotu super-pressure v dolní letové hladině. Při stoupání bude balast odpouštěn do okolní atmosféry, čímž bude klesat tlak v balonu, zároveň s tím však bude klesat i tlak okolní atmosféry vlivem stoupání balonu. Je třeba zkontrolovat, že i v horní letové hladině bude přetlak balonu minimálně stejný, jako super-pressure pro horní letovou hladinu. Podmínku lze zapsat jako

$$p_{He} - p_H \geq \Delta p_H , \quad (6.29)$$

kde p_{He} je parciální tlak helia v balonu, který vypočteme jako

$$p_{He} = p_D + \Delta p_D - p_{bLS} , \quad (6.30)$$

kde p_{bLS} je parciální tlak vzduchového balastu vypočtený

$$p_{bLS} = \frac{m_{bLS} R_p T_{ok}}{M_v V} . \quad (6.31)$$

Objem vzduchového balastu vyjádříme z rovnice ideálního plynu jako

$$V_{bLS} = \frac{m_{bLS} R_p T_{ok}}{(p_D + \Delta p_D) M_v} . \quad (6.32)$$

7 Konstrukční návrh balonu

Následující kapitola bude věnována konstrukci a dimenzování jednotlivých částí toroidního balonu.

7.1 Návrh goru

Do výpočtu návrhu goru vstupují vlastnosti zvoleného materiálu, v řešeném případě polyetylenové fólie, dále pak výše vypočítané rozměry toru a největší provozní přetlak v balonu. Výpočet vychází z Laplaceovy rovnice pro membrány, dle [28]

$$\frac{\sigma_{\Phi}}{R_{\Phi}} + \frac{\sigma_{\theta}}{R_{\theta}} = \frac{\Delta p}{t}, \quad (7.1)$$

kde σ_{Φ} je napětí v osové směru, R_{Φ} je poloměr meridiánu toru čili $R_{\Phi} = r$, σ_{θ} je napětí v radiálním směru, R_{θ} je radius laloku balonu, t je tloušťka stěny v tomto případě fólie, a nakonec jak již bylo psáno Δp je největší přetlak v balonu, pro náš výpočet jde o super-pressure v dolní letové hladině Δp_D .

Pro výpočet maximálního poloměru laloku R_{θ} bude zaveden předpoklad, že osové napětí σ_{Φ} bude kompletně zachyceno pouze tendony, a tudíž v membráně balonu se bude rovnat nule. Tímto dostáváme upravenou rovnici pro výpočet poloměru goru [17]

$$R_{\theta} = \frac{\sigma_{\theta} t}{\Delta p_D}. \quad (7.2)$$

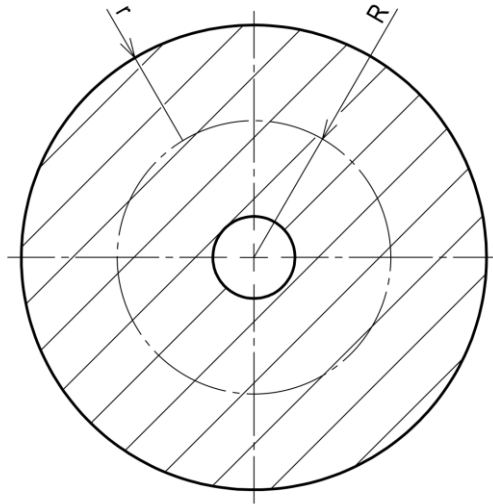
Pro stavbu balonu byl zvolen gor s konstantním poloměrem, pro jeho stabilnější chování při plném nafouknutí balonu [15]. Zvolený tvar balonu, a to rotační torus, dovoluje výrobu polotovaru z jednoho kusu. Pomyslné póly jsou totiž tvořeny kružnicemi nikoliv body, jako je to u konvenčních tvarů balonů, a tak se gory dají svařit i na pólech a teoreticky se nemusí nepropustně svírat do portů kvůli úniku plynu. Porty však bude zapotřebí pro umožnění plnění plynů do vnitřních komor balonu.

Nejmenší počet gorů vyjádříme jako podíl největšího obvodu balonu a průměru goru. To nám zaručí, že laloky na balonu budou tvořit maximálně 180° kruhové výseče, a ne větší.

$$n_g = \frac{2 \pi (R + r)}{2 R_{\theta}}. \quad (7.3)$$

7.2 Dimenzování tendonů

Jak již bylo zmíněno, tendony v konstrukci balonu mají za úkol zachycovat osovou sílu vznikající působením super-pressure. Rovnice pro výpočet celkové osové síly se vyjádří jako součin přetlaku (super-pressure) na plochu balonu kolmou k ose rotace, která je zobrazena na obrázku 15.

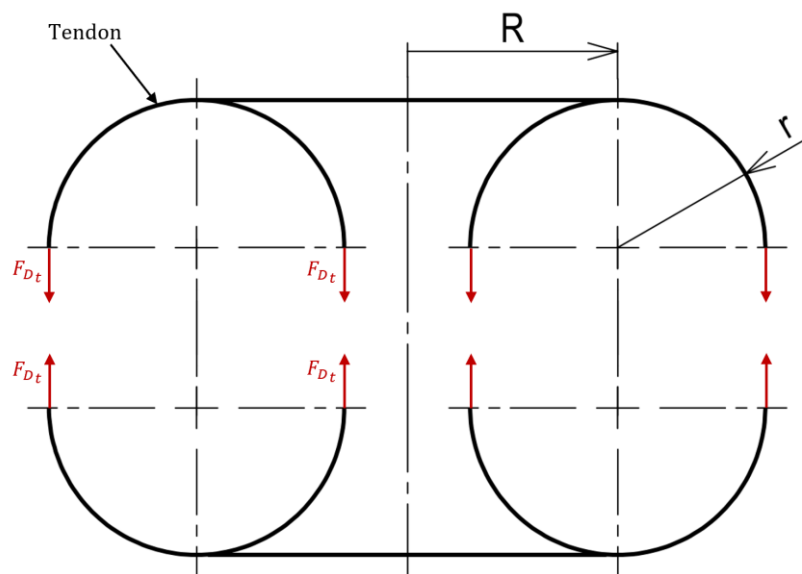


Obrázek 15 Plocha pro výpočet osové síly

Osová síla se vypočítá jako

$$F_{c_t} = \Delta p_D S_p = \Delta p_D \pi [(R + r)^2 - (R - r)^2] = 4 \Delta p_D \pi R r \quad (7.4)$$

K určení počtu tendonů bylo zvoleno lano s konkrétními parametry. Materiál zvoleného tendonu, na základě rešerše, je UHMWPE (ultra high molecular weight polyethylene). Toto vysokopevnostní syntetické vlákno vyniká svou vysokou pevností v tahu, dále je velmi odolné vůči teplotám a podléhá velmi malé, pro polymery charakteristické, časově závislé deformaci, též zvané creep. [2]. To je pro konstrukci balonu potřebné, aby nedocházelo k postupnému rozpínání balonu. Mělo by to nepříznivý vliv na napěťové poměry v membráně balonu. Lanoví z tohoto materiálu má nízkou hustotu vzhledem k jeho pevnostním vlastnostem, což šetří konstrukci balonu celkovou hmotnost. Díky geometrii toru namáháme 1 tendon na 2 průřezech, viz obrázek 16.



Obrázek 16 Zobrazení sil v tendonu metodou řezu

Minimální počet tendonů se pak vyjádří jako

$$n_t = \frac{F_{c_t}}{2 F_{D_t}}, \quad (7.5)$$

kde F_{D_t} je maximální dovolená síla na jeden tendon, která se vypočítá pomocí bezpečnostního koeficientu $k_b = 2,25$ definovaného certifikační specifikací pro plynové balony CS-31GB [29] jako

$$F_{D_t} = \frac{F_p}{k_b}, \quad (7.6)$$

kde F_p je síla při přetržení lana. Maximální síla na jeden tendon byla určena z katalogu výrobce, její hodnota po přepočtu je $F_p = 33\,300\text{ N}$ pro zvolený průměr lana $d_t = 6\text{ mm}$. [30]

7.3 Počet gorů

Návrh počtu gorů, respektive tendonů se provede ze vztahů (7.3) a (7.5), které udávají nejmenší možné počty. Počet volíme jako maximum z těchto dvou hodnot zaokrouhlené na nejvyšší celé číslo. Je možno volit i vyšší hodnoty gorů, avšak tím roste hmotnost balonu, a i délka svarových spojů.

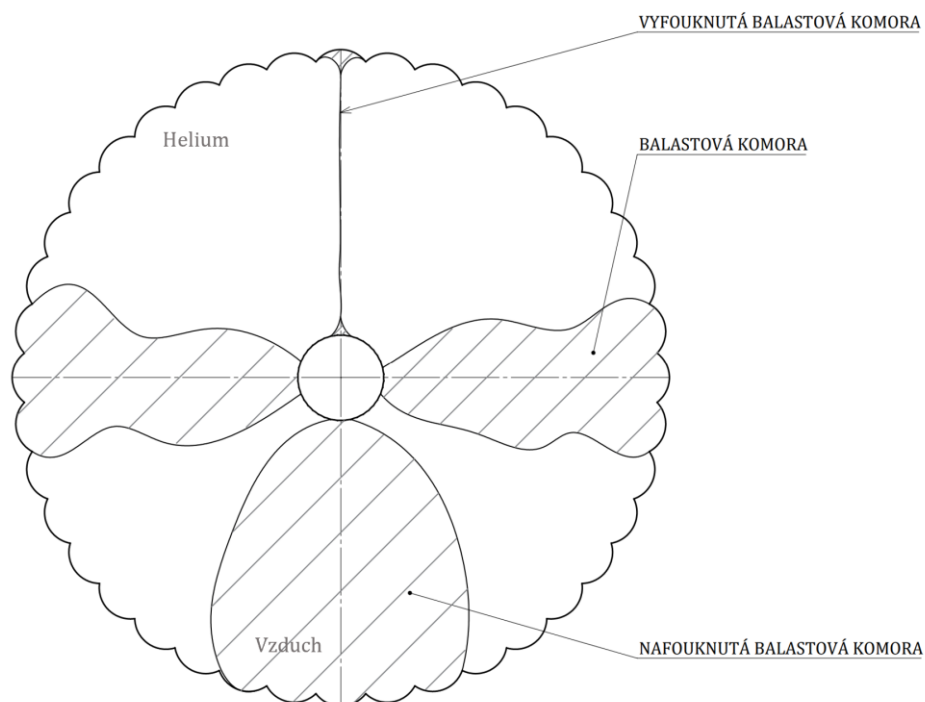
7.4 Návrh celkového konstrukčního řešení

V následující kapitole bude popsán návrh řešení pro koncept stratosférické platformy s toroidním balonem.

7.4.1 Integrace vzduchového balastu

Jak již bylo popsáno v předchozích kapitolách, nasáváním vzduchu do komory balonu je velmi efektivní způsob řízení letové hladiny. Aby však tento děj byl vratný je zapotřebí vytvořit v balonu zvlášť komoru pro pracovní plyn tvořící vztlak, v tomto případě helium, a zvlášť pro vzduchový balast. V kapitole 4.4 byly popsány používané varianty řešení pro konstrukci takovýchto oddělených komor pro konvenční tvary stratosférických balonů. Tvar toru však skýtá více prostoru pro tvůrčí řešení.

Použitím celkem osmi oddělených komor, čtyři pro helium, čtyři pro balast, získáme možnost další kontroly nad platformou. Postupným připouštěním a odpouštěním vzduchu do těchto komor regulujeme celkovou letovou hladinu, avšak budou-li komory rozděleny symetricky, jak je vidět na obrázku 17, dá se za pomoci nerovnoměrného nafouknutí balastových komor docílit i řízení náklonu celé platformy. Druhým faktorem hovořícím pro rozdělení balonu do více komor je bezpečnost. Při poruše jedné z komor tak neunikne veškerý nosný plyn z balonu, zařízení tak bude například mít možnost dostat se nad bezpečnou oblast. Hlavní nevýhodou tohoto řešení je přímé vystavení stěny filmu balonu okolní atmosféře s nižším tlakem, což má za následek vyšší úbytek helia skrz stěnu a svary a z toho vyplývající kratší dobu setrvání ve stratosféře.

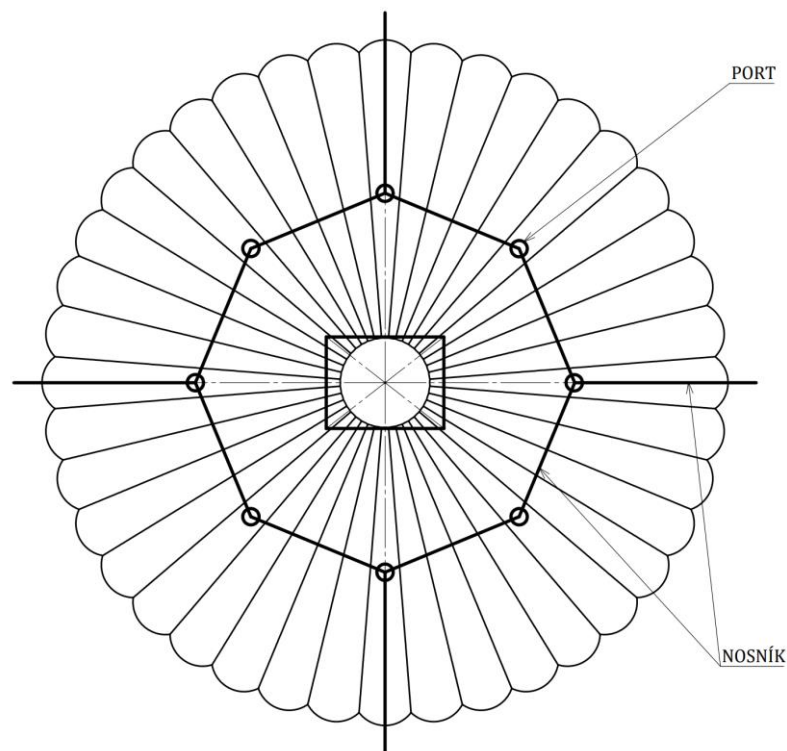


Obrázek 17 Balastové komory

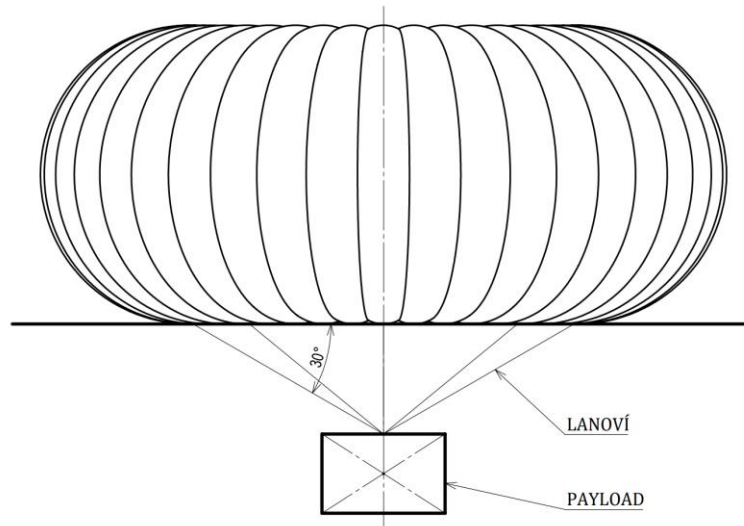
Požadavek použití 8 komor s sebou nese i požadavek na 8 plnicích portů, kudy se do jednotlivých komor bude dostávat plyn. Komory náležící stejnému plynu budou mezi sebou provázány. U komor určených pro helium nebude docházet během letu k přičerpávání, měli by však udržovat mezi sebou stejný tlak.

7.4.2 Návrh konstrukce pro užitečný náklad

Pro konstrukci byla zvolena soustava prutů a lanová schematicky naznačená na obrázcích 18 a 19. Hlavním prvkem je osmiúhelník z kompozitních trubek. Jednotlivé trubky se spojují v portu, který plní funkci jednak základny pro plnicí ventil, která musí bezpečně těsnit a jednak tvoří právě propojení mezi trubkami. Mezi porty musí být trubky spojeny s tendony, aby se nekoncentrovalo napětí pouze na 8 portech, to by mělo za následek nejspíš porušení pláště balonu. Kratší nosníky kolmé na osmiúhelník slouží k uchycení elektrického pohonu platformy. Zbytek užitečného zatížení je uchycen lanovým o něco níže pro zvýšení stability platformy.



Obrázek 18 Konstrukce pro užitečný náklad – zdola



Obrázek 19 Konstrukce pro užitečný náklad – bokorys

7.5 Výpočet celkové hmotnosti

7.5.1 Hmotnost pláště balonu

K výpočtu hmotnosti pláště je potřeba hustota zvoleného materiálu, kterým je LLDPE, jehož hustota je $\rho_f = 924 \text{ kg/m}^3$ dle [31]

$$m_f = S t_f \rho_f, \quad (7.7)$$

kde S je obsah pláště toru, viz rovnice (6.26) a $t_f = 38 \text{ }\mu\text{m}$ je tloušťka zvoleného filmu.

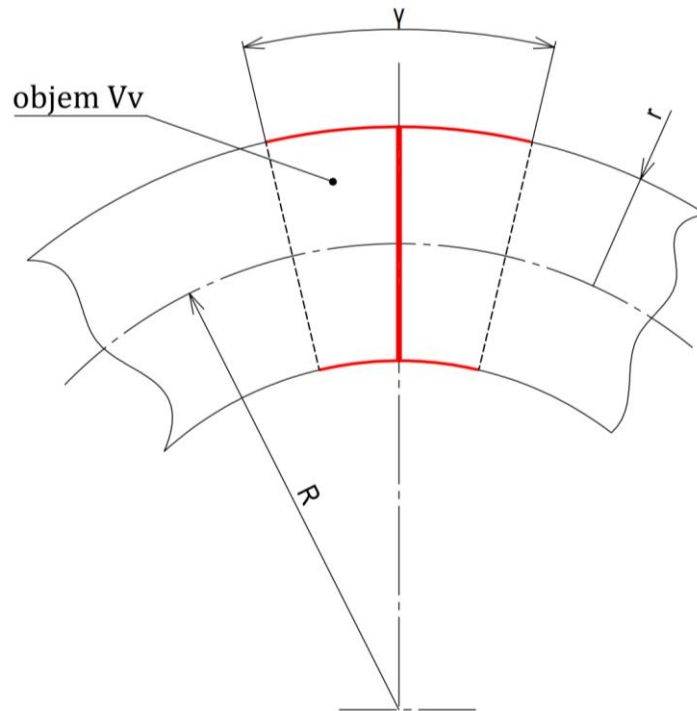
7.5.2 Hmotnost přepážek komor

K výpočtu přepážek komor využijeme vztahy pro obsah pláště a objem toru. Z vyjádřeného objemu balastu (7.11) vyjádříme výpočtový objem, který zaujímá $\frac{1}{2}$ objemu komory pro balast

$$V_V = \frac{V_{kom}}{2} = \frac{V_{bls}}{8} = \gamma R \pi r^2, \quad (7.8)$$

kde V_{kom} je objem balastové komory, γ je výpočtový úhel, který v toru zaujímá objem $\frac{1}{2}$ komory a při uvažování 2 kruhových den, pokrývá celý obsah pláště, který je označen červeně na obrázku 20. Vyjádříme ho jako

$$\gamma = \frac{V_{bls}}{8 \pi R r^2}. \quad (7.9)$$



Obrázek 20 Schéma vypuštěné komory

Výpočet obsahu pláště jedné komory vypadá

$$S_{kom} = S_{TK} + 2 S_{dno} = \gamma R 2 \pi r + 2 \pi r^2 = \frac{V_{bls}}{4 r} + 2 \pi r^2, \quad (7.10)$$

kde S_{TK} je obsah části pláště komory na toru a S_{dno} je obsah kruhového dna komory. Hmotnost se následně vypočítá z hustoty filmu ρ_f

$$m_{kom} = S_{kom} \rho_f. \quad (7.11)$$

7.5.3 Hmotnost tendonů

$$m_t = 2 \pi r \rho_t n_{gore}, \quad (7.12)$$

kde $\rho_t = 0,024 \text{ kg/m}$ délková hustota UHMWPE provazce o průměru 6 mm [30], n_{gore} je počet gorů.

7.5.4 Hmotnost konstrukce

Pro náš koncepční návrh je potřeba počítat i s hmotností výše popsané konstrukce. Protože trubky budou přímo v kontaktu s filmem balonu, je třeba při výpočtu použít vysokou bezpečnost, případné prasknutí trubky by totiž vedlo přímo k porušení balonu. Řádný výpočetní návrh takovéto prutové konstrukce převyšuje rozsah této práce. Pro orientační výpočet hmotnosti, který zpřesní parametry počítaného balonu, byl zvolen polotovar trubek z uhlíkového kompozitu ($\emptyset 100 \times 91$) mm o délkové hustotě $\rho_p = 2,2 \text{ kg/m}$ [32], hmotnost pak dopočítáme jako

$$m_p = (l_o + l_k) \rho_p + (8 \cdot 2 R \sin(22,5^\circ) + 1,3 \cdot 4 r) \rho_p, \quad (7.13)$$

kde m_p je hmotnost prutů, l_o je délka prutů v osmiúhelníku vyjádřená z jeho geometrie, l_k je délka prutů k pohonům, viz obrázek 16. Hmotnost lanové konstrukce, viz obrázek 17, získáme jako

$$m_l = l_l \rho_l = \frac{R}{\cos(30^\circ)} \rho_l, \quad (7.14)$$

kde $\rho_l = 0,018 \text{ kg/m}$ [30] je délková hustota zvoleného provazce UHWMPE o průměru 4 mm. Celkovou hmotnost konstrukce vyjádříme jako

$$m_k = m_p + 8 m_l. \quad (7.15)$$

7.5.5 Hmotnost solárních panelů

Pro výpočet hmotnosti solární elektrárny, která bude pohánět elektromotory určené k pohonu platformy bylo použito empirické doporučení uvedené v [2], a to 2 Watty výkonu na kilogram hmotnosti platformy. Pro orientační výpočet byl zvolen odlehčený solární panel o výkonu 100 W a hmotnosti 1,9 kg [33]. To nám dává zhruba $p_E = 52 \text{ W/kg}$. Celkovou hmotnost solárních článků dostaneme jako

$$m_E = \frac{2 (m_C + m_{bLS})}{p_E} + m_{aku}, \quad (7.16)$$

kde m_{aku} je hmotnost akumulátorů, pro chod elektrických zařízení během noci. Pro udržení všech systémů na předpokládaný plný výkon by byla potřebná baterie velmi těžká, proto se přes noc počítá pouze s nezbytným odběrem energie, proto byla zvolena předpokládaná hodnota $m_{aku} = 100 \text{ kg}$.

7.5.6 Hmotnost helia

Do výpočtu celkové hmotnosti musí být zahrnuta i hmotnost nosného plynu. V tomto případě bude hmotnost helia vyjádřena z rovnice ideálního plynu následujícím způsobem

$$m_{He} = \frac{p_{He} M_{He}}{R_p T_{ok}} V, \quad (7.17)$$

kde p_{He} je absolutní tlak helia v balonu viz rovnice (6.30).

7.5.7 Celková hmotnost

Celková hmotnost je hmotnost platformy v horní letové hladině, to znamená bez vzduchového balastu, vyjádřena jako

$$m_C = m_{pay} + m_{He} + m_E + m_k + m_t + m_{kom} + m_f. \quad (7.18)$$

8 Výsledky práce

Na základě uvedené metodiky byly provedeny výpočty potřebných parametrů pro konstrukci stratosférického balonu, který vyhoví požadavkům pro použití na stratosférické platformě, a tudíž bude konstrukčně uzpůsoben k regulaci letové hladiny mezi 19 a 23 km nad povrchem a k použití užitečného zatížení o hmotnosti 250 kg, které bude určeno i k pozorování kosmu. Při výpočtu byly zvoleny předpokládané hodnoty hmotnosti pro elektrické napájení pohonu platformy a hmotnosti konstrukce umožňující uchycení jak pohonu, tak užitečného zatížení, pro zvýšení přesnosti výpočtu potřebného objemu balonu.

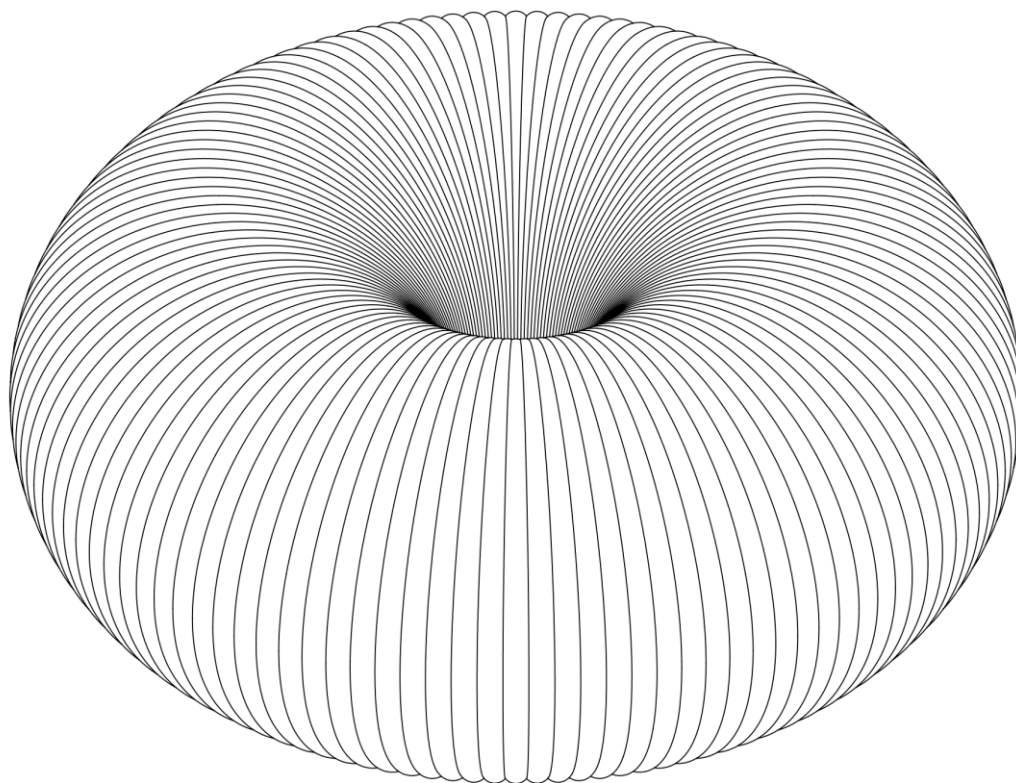
Pro výpočet byl sepsán iterační skript v softwaru Matlab R2021, viz Příloha č. 1. Výsledné technické parametry jsou sepsány v tabulce 3.

H	23 000	m	Horní letová hladina
D	19 000	m	Dolní letová hladina
m_{pay}	250	kg	Hmotnost užitečného zatížení
m_{balon}	557	kg	Celková hmotnost balonu (folie + tendony)
m_c	1 610	kg	Celková hmotnost (neobsahuje m_{bsl})
m_{He}	320	kg	Hmotnost helia
m_{bls}	1 415	kg	Hmotnost balastu
V	29 380	m^3	Objem balonu
V_{bls}	10 210	m^3	Objem vzduchového balastu
R	13,6	m	Střední poloměr balonu
r	10,5	m	Malý poloměr toru
l	48	m	Celková délka (maximální průměr toroidu)
R_θ	0,64	m	Poloměr laloku
n_{gore}	120	–	Počet gorů
Δp	1 777	Pa	Největší super-pressure

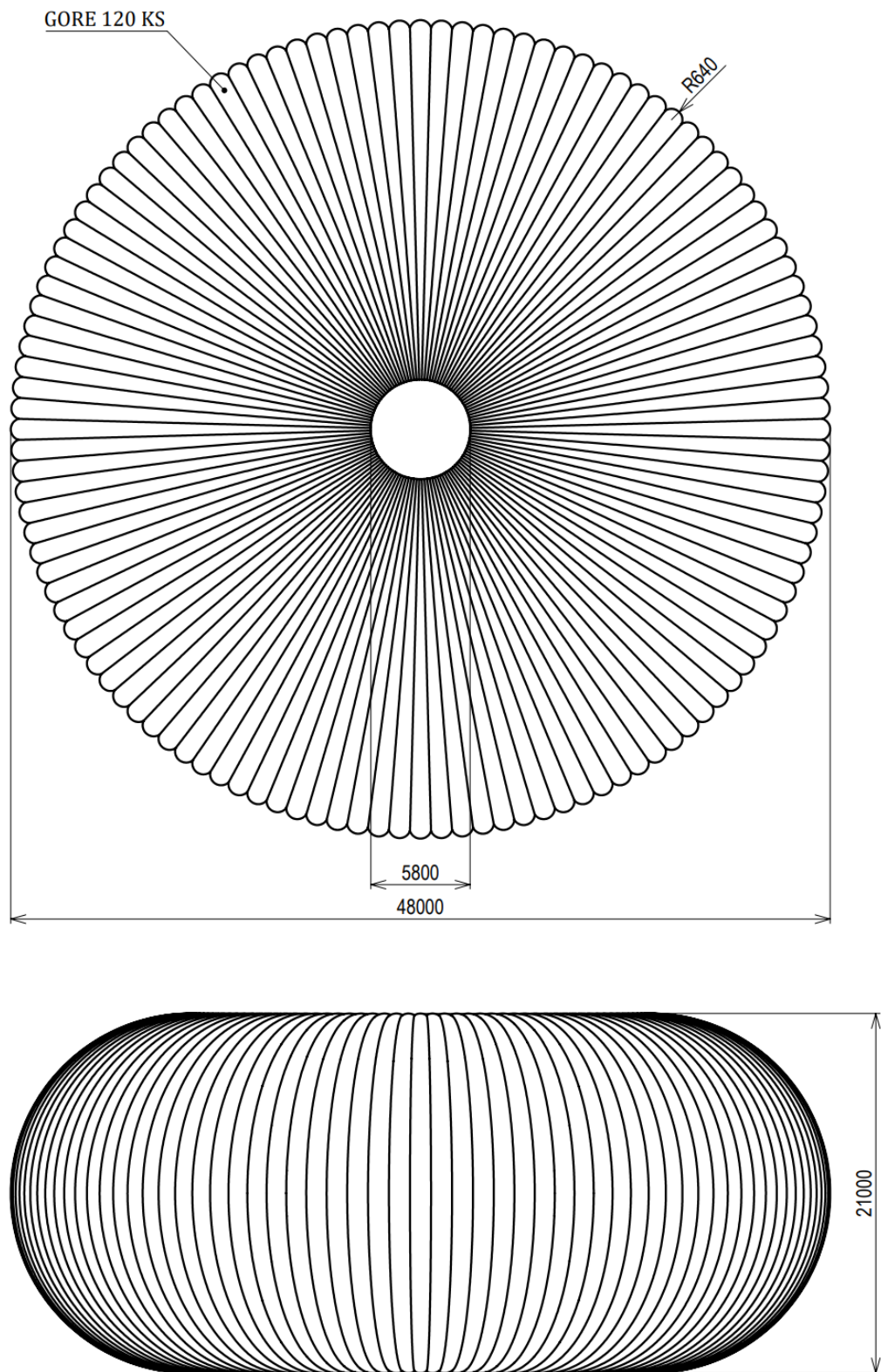
Tabulka 3 Výsledné hodnoty

Pro zvolené užitečné zatížení byl navržen stratosférický balon tvaru toru o největším průměru 48 m. Vypočítaný objem činí bezmála 30 000 m³. Přístřih pro výrobu jednoho goru má dle vypočteného malého poloměru toru délku zhruba $l_{př} = 2\pi r = 66 m$, což se může jevit jako příliš, nicméně polotovarem pro výrobu

gorů jsou foukané polymerní fólie, které jsou omezeny pouze svou šířkou. Odpověď na otázku vyrobitelnosti balonu takovýchto rozměrů zůstává nejistá, avšak z provedené rešerše jde vyčíst, že v minulých letech proběhli projekty s letadly lehčími než vzduch o rozměrech ještě větších. Přeci jen jde o stále neobvyklou techniku, která na svůj potenciální „boom“ využití stratosféry pro komerční účely stále čeká.



Obrázek 21 Výsledný toroidní balon



Obrázek 22 Výsledný balon s rozměry [mm]

9 Závěr

Předmětem této bakalářské práce byl návrh stratosférického balonu pro platformu HAPS. Stratosférická platforma z anglického originálu high altitude pseudo satellite nebo jinak platform station je letadlo operující zpravidla v nižší stratosféře. Účelem těchto platforem je poskytování služeb srovnatelných se službami poskytovanými satelity na oběžné dráze. Může jít od snímkování Země, přes telekomunikace, GNSS až po pozorování kosmu. Hlavní výhodou takovýchto platforem je nižší cena a rychlejší uvedení do provozu ve srovnání s konvenčními satelity. Na druhou stranu jsou HAPS méně trvanlivé.

V první části této práce byla provedena rešerše současného vývoje v oblasti stratosférického létání. Byly zde popsány základní technické parametry platforem jak těžších, tak i lehčích než vzduch. Následoval popis stratosférického prostředí, které je velmi odlišné oproti pozemskému i oproti komerčně využívanému letovému prostoru. Liší se například hustotou okolí, teplotou, tlakem i radiačními podmínkami. V další kapitole přišel na řadu návrh tvaru balonu pro stratosférickou platformu schopnou provozu užitečného zatížení právě i pro pozorování vnějšího vesmíru. Pro toto použití byl zvolen torus. Parametry sepsané v rešeršní části bakalářské práce sloužili jako podklad pro iterační návrhový výpočet, který se skládal z výpočtu potřebného vztlaku balonu, následoval výpočet tlakových bilancí pro naplnění potřeby platformy vertikálního řízení. Toho bylo dosaženo použitím vzduchového balastu. Nakonec byly vypočítány parametry konstrukce samotného balonu.

V návaznosti na tuto práci lze dopočítat hodnoty, především hmotností, které byly zvoleny, nebo odpočítány na základě odhadu. Další činností by mohlo být celkové odlehčení platformy a propočítání co nejoptimálnějšího tvaru toroidu vzhledem k potřebnému vztlaku a hmotnosti. Navázat by se dalo i výpočtem isotenoidního tvaru toroidu, který by sliboval rovnoměrné rozložení tlaku po celé ploše filmu.

Citovaná literatura

- [1] the Project Loon team, „The Loon Collection,“ [Online]. Available: <https://x.company/projects/loon/the-loon-collection/>. [Přístup získán 20 11 2022].
- [2] D. L. D. D. A. G. A. E. Jesús Gonzalo, „On the capabilities and limitations of high altitude pseudo-satellites,“ *Progress in Aerospace Sciences*, sv. 98, pp. 37-56, 2018.
- [3] „Publications,“ 1 Květen 2020. [Online]. Available: <https://hpsalliance.org/publications/>. [Přístup získán 2022 2 18].
- [4] F. C. L. d. M. T. C. D. Flavio Araripe d'Oliveira, „High-Altitude Platforms — Present Situation and Technology Trends,“ *Journal of Aerospace Technology and Management*, sv. 3, č. 8, pp. 249-262, 2016.
- [5] N. Galante, „The Helios Prototype,“ NASA, 14 07 2001. [Online]. Available: <https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/HTML/ED01-0209-3.html>. [Přístup získán 24 02 2023].
- [6] „Aquila: What's next for high-altitude connectivity?,“ Meta, 26 10 2017. [Online]. Available: <https://engineering.fb.com/2017/10/26/connectivity/aquila-what-s-next-for-high-altitude-connectivity/>. [Přístup získán 24 02 24].
- [7] „Experimental Zephyr drone sets new record for uncrewed flight duration,“ Future US, Inc., 27 07 2022. [Online]. Available: <https://www.space.com/airbus-zephyr-drone-long-endurance-flight-record>. [Přístup získán 07 11 2022].
- [8] L. M. Smith Ira, „The HiSentinel Airship,“ v *LTA-12: HALE Airship Technologies and Operation*, Belfast, 2007.
- [9] „THALES ALENIA SPACE AND THALES SIGN CONCEPT STUDY CONTRACT WITH FRENCH DEFENSE PROCUREMENT AGENCY FOR A STRATOBUS TYPE PLATFORM,“ Thales, 08 Leden 2020. [Online]. Available: <https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/press-release/thales-alenia-space-and-thales-sign-concept-study-contract-french>. [Přístup získán 07 11 2022].

- [10] „Why balloons can fly higher, further and longer than planes,“ BBC, 10 February 2023. [Online]. Available: <https://www.bbc.com/future/article/20230210-what-it-takes-to-build-a-balloon-for-100000ft>. [Přístup získán 16 04 2023].
- [11] C. prof. Ing. Václav Brož, Aerodynamika nízkých rychlostí, Praha: Ediční středisko Českého vysokého učení technického, 1990.
- [12] „Elektronický meteorologický slovník,“ ČMeS, [Online]. Available: <http://slovník.cmes.cz/fulltext/troposf%C3%A9ra>. [Přístup získán 18 03 2023].
- [13] V. E. LALLY, Superpressure Balloons for Horizontal Soundings of the Atmosphere, Boulder, Colorado: NATIONAL CENTER FOR ATMOSPHERIC RESEARCH, 1967.
- [14] „Types of Balloons,“ NASA, [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/scientific-balloons/types-of-balloons>. [Přístup získán 07 11 2022].
- [15] R. E. Smith M. Susan, „Optimum designs for superpressure balloons,“ *Advances in Space Research*, sv. 10, č. 33, pp. 1688-1693, 2004.
- [16] D. A. H. F. I. I. Y. K. J. K. K. M. Y. M. E. M. T. N. N. N. Y. S. A. T. K. T. K. Y. T. Y. Naoki IZUTSU, „Development of a Super-Pressure Balloon with an Improved Design,“ JSASS Aerospace Tech. Japan, Tokyo, 2009.
- [17] X. Deng, „Clefted Equilibrium Shapes of Superpressure Balloon Structures,“ California Institute of Technology, Pasadena, California, 2012.
- [18] S. P. M. Pagitz, „Maximally stable lobed balloons,“ *International Journal of Solids and Structures*, sv. 47, č. 11–12, pp. 1496-1507, 2010.
- [19] P. Craig Freudenrich, „How Blimps Work,“ HowStuffWorks.com, 26 02 2001. [Online]. Available: <https://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/blimp2.htm>. [Přístup získán 20 03 2023].
- [20] „Kite-Balloon Hybrid,“ publiclab.org, [Online]. Available: <https://publiclab.org/wiki/kite-balloon-hybrid>. [Přístup získán 22 03 2023].

- [21] M. L. L. Z. W. Z. Y. W. J. L. Huafei Du, „Energy management strategy design and station-keeping strategy optimization for high altitude balloon with altitude control system,“ *Aerospace Science and Technology*, č. 93, 2019.
- [22] Z. X. H. D. M. L. Yang Liu, „Increased utilization of real wind fields to improve station-keeping performance of stratospheric balloon,“ *Aerospace Science and Technology*, č. 122, 2022.
- [23] „Latitude, longitude, altitude of professional meteorological stations,“ ČHMU, [Online]. Available: <https://www.chmi.cz/aktualni-situace/aktualni-stav-pocasi/ceska-republika/stanice/profesionalni-stanice/tabulky/zemepisne-souradnice?!=en>. [Přístup získán 02 05 2023].
- [24] „Zonal mean zonal wind - stratospheric perspective,“ European Centre for Medium-Range Weather Forecasts, [Online]. Available: https://sites.ecmwf.int/era/40-atlas/docs/section_D25/parameter_zmzwsp.html#. [Přístup získán 07 05 2023].
- [25] „Zonal mean temperature - stratospheric perspective,“ European Centre for Medium-Range Weather Forecasts, [Online]. Available: https://sites.ecmwf.int/era/40-atlas/docs/section_D25/parameter_zmtsp.html#. [Přístup získán 02 05 2023].
- [26] J. A. Winker, „PROGRESS IN SCIENTIFIC BALLOON MATERIALS AND MANUFACTURING TECHNOLOGY,“ *Adv. Space Res.*, sv. 7, č. 7, p. (7)25—(7)32, 1987.
- [27] R. Pierce, „Torus,“ *Math Is Fun*, 01 06 2022. [Online]. Available: <https://www.mathsisfun.com/geometry/torus.html>. [Přístup získán 30 03 2023].
- [28] C. Doc. ing. Jiří Michalec, PRUŽNOST A PEVNOST 1, Praha: České vysoké učení technické, 2010.
- [29] Evropská agentura pro bezpečnost letectví, „CS-31GB (Volné plynové balóny),“ 05 12 2011. [Online]. Available: <https://www.caa.cz/dokumenty/predpisy/rozhodnuti-vykonneho-reditele-easa/certifikacni-specifikace/cs-31gb-volne-plynovye-balony/>. [Přístup získán 21 04 2023].

- [30] „12-Strand UHMWPE Rope,“ SHANGHAI JINLI SPECIAL ROPE CO.,LTD, [Online]. Available: <https://www.shjlrpe.com/12-strand-uhmwpe-rope-15233387340704464.html>. [Přístup získán 11 05 2023].
- [31] J. M. H. K. A.S. Luyt, „Thermal, mechanical and electrical properties of copper powder filled low-density and linear low-density polyethylene composites,“ *Polymer Degradation and Stability*, sv. 7, č. 91, pp. 1629-1636, 2006.
- [32] Epsilon composite, „CARBON FIBER TUBES,“ [Online]. Available: <https://www.epsilon-composite.com/wp-content/uploads/2022/01/ENG-2022-Standard-profiles-catalogue.pdf>. [Přístup získán 17 05 2023].
- [33] „Flexi solární panel Renogy,“ [Online]. Available: https://www.nomadem.cz/flexi-solarni-panel-renogy-100wp-12v-setfe_z743/. [Přístup získán 18 05 2023].

Seznam obrázků

Obrázek 1 Platforma Helios [5]	3
Obrázek 2 Platforma Aquila [6]	3
Obrázek 3 Platforma Zephyr 7 [7]	4
Obrázek 4 Vzducholod' HiSentinel 80 [8]	5
Obrázek 5 Platforma VIA 200 [4]	6
Obrázek 6 Platforma Stratobus [9].....	7
Obrázek 7 Balon LOON [1].....	8
Obrázek 8 Porovnání průběhu letu Super-pressure a Zero-pressure balonu [11] .	13
Obrázek 9 Schéma konstrukce balonu tvaru dýně [13]	14
Obrázek 10 Porovnání geometrie goru [15].....	15
Obrázek 11 Schéma říditelné vzducholodě GOOD YEAR [17]	16
Obrázek 12 Schéma principu řízení větrem [20].....	18
Obrázek 13 Schéma toru	25
Obrázek 14 Rámcové schéma iteračního výpočtu.....	26
Obrázek 15 Plocha pro výpočet osově síly	32
Obrázek 16 Zobrazení sil v tendonu metodou řezu.....	33
Obrázek 17 Balastové komory	34
Obrázek 18 Konstrukce pro užitečný náklad – zdola.....	35
Obrázek 19 Konstrukce pro užitečný náklad – bokorys	36
Obrázek 20 Schéma vypuštěné komory	37
Obrázek 21 Výsledný toroidní balon	41
Obrázek 22 Výsledný balon s rozměry [mm]	42

Seznam grafů

Graf 1 Vertikální teplotní profil dle MSA [12]	10
Graf 2 Závislost tlaku na výšce dle MSA [12].....	10
Graf 3 Závislost hustoty vzduchu na výšce dle MSA [12]	11
Graf 4 Dostup stratosférických platforem	19
Graf 5 Diagram ročního průměru rychlosti proudění větru [24]	20
Graf 6 Diagram měsíční odchylky proudění větru [24].....	20
Graf 7 Diagram ročního teplotního průměru [25].....	21
Graf 8 Diagram měsíční teplotní odchylky [25]	21
Graf 9 Tahová zkouška LLDPE PE01 [1]	23

Seznam tabulek

Tabulka 1 Hmotnost užitečného zatížení	22
Tabulka 2 Přehled vstupních hodnot	26
Tabulka 3 Výsledné hodnoty	40

Příloha č. 1 – výpočetní skript

```
clc; clear;

%funkční_kosnt.
p0 = 101325; %Pa
rho_vzd0 = 1.225; %kg/m3
g0 = 9.807; %m/s2
Re = 6378000; %m poloměr Země
M_He = 4.003*10^(-3); %kg/mol molární hmotnost helia
M_vzd = 28.96*10^(-3); %kg/mol . . . vzduchu
Rp = 8.314; %J/kg/K univerzální plynová konst.

p11 = p0*(1-0.0065/288*11000)^(5.256);
rho_vzd11 = rho_vzd0*(1-0.0065/288*11000)^(4.256);

%letové hladiny
H = 23000; %m výška horní
D = 19000; %m výška dolní

%funkce (11-25) km
p_ok = @(h) p11*exp(-0.0001578*(h-11000)); %Pa
rho_vzd = @(h) rho_vzd11*exp(-0.0001578*(h-11000)); %kg/m3
g_h = @(h) g0*(Re/(Re+h))^2; %m\s2
rho_id = @(p, T, M) (p*M)/(Rp*T); %kg/m3

%tlaková bilance
dT = 15; %K superteplota
T_ok = 216.65; %K okolí
Td = T_ok + dT; %K celkem
f = 0.2; % - free lift (voleno)

ps_H = p_ok(H); %tlak okolí v horní
g_H = g_h(H); %tíh. zrychlení horní
rho_He_H = rho_id(ps_H, T_ok, M_He);
rho_vzd_H = rho_vzd(H);

pd_H = rho_He_H*Rp*Td/M_He; %Pa tlak v balonu ve dne
dpf_H = f*ps_H; %Pa super-pressure od přebytku vztlaku
dpT_H = (dT/Td)*(ps_H + dpf_H); %Pa superpressure od teploty
dp_H = dpf_H + dpT_H; %celkový super-pressure 25km

%super pressure dole
ps_D = p_ok(D); %tlak okolí 19 km
g_D = g_h(D); %tíh. trychení 19 km
rho_He_D = rho_id(ps_D, T_ok, M_He);
rho_vzd_D = rho_vzd(D);

pd_D = rho_He_D*Rp*Td/M_He; %Pa tlak v balonu ve dne
dpf_D = f*ps_D; %Pa super-pressure od přebytku vztlaku
dpT_D = (dT/Td)*(ps_D + dpf_D); %Pa superpressure od teploty
dp_D = dpf_D + dpT_D; %celkový super-pressure dole

%rozměry, fixní hmotnosti
m_pay = 250; %kg payload
m_aku = 100; %kg akumulátor
t_f = 0.000038; %m tloušťka filmu 38 mikrometrů
t_p = 0.008; %m tloušťka portu
h_p = 0.2; %m šířka portu
```

```

%hustoty konstrukce balonu
rho_f = 924;      %kg/m3      film LLDPE
rho_t = 0.024;   %kg/m       tendon 6 mm
rho_p = 2.2;     %kg/m       prut, uhlíkový kompozit
rho_l = 0.018;   %kg/m       lanová konstrukce
p_E = 52;        %W/kg       elektrárna #soláry

%dovolená napětí
S_the = 30*10^6; %Pa dovolené namáhání ve folii
FT_max = 33300; %N pevnost tendonu diag 6 mm
k_t = 2.25;      %bezpečnost dle předpisu
FD_t = FT_max/k_t; %dovolená síla jednoho tendonu
l_min = 0.2;     %m minimální délka tětiny goru na malém průměru toroidu

%počáteční hodnoty iterace
n_gor = 40;      %- počet gorů
S = 10;          %m2 plocha filmu
R = 1;          %m velký poloměr
r = 1;          %m malý poloměr
V = 10;         %m3 objem He
k = 1.3;        %volený poměr mezi R/r = i
p_He = pd_D;    %tlak helia...
V_blst = 1000;  %objem balastu
m_c = 1;
m_blst = 1;

%iterační cyklus
for i = 1:100

    %hmotnosti
    m_f = (1.2*S + (V_blst/r + 8*pi*r^2))*rho_f*t_f;
    m_t = 2*pi*r*rho_t*n_gor;
    m_p = (16*R*sin(pi/8) + 5.2*r)*rho_p;
    m_l = R/cos(pi/6)*rho_l;
    m_k = 8*m_l + m_p;
    m_b = m_f + m_t;
    m_He = rho_id(p_He, T_ok, M_He)*V;
    m_E = (m_c + m_blst)/p_E + m_aku;
    m_c = m_pay + m_He + m_b + m_E + m_k;

    %radiusy, objem, plášť
    Fvz = m_c*g_H;
    V = Fvz/(rho_vzd_H*g_H);

    R = ((k^2)*V/(2*pi^2))^(1/3);
    r = R/k;
    S = 4*pi^2*R*r;

    %balast
    m_blst = V*rho_vzd(D) - m_c; %kg hmotnost vzduchového
balastu
    p_blst = (m_blst/M_vzd*Rp*T_ok)/(V); %absolutní tlak balastu v
balonu
    p_He = p_ok(D)+ dp_D - p_blst; %absolutní tlak He v
balonu
    V_blst = (m_blst*Rp*T_ok)/((pd_D+dp_D)*M_vzd); %maximální objem vzduchu
uvnitř balonu

```

```

    %návrh goru CR, tendonů
    R_the = S_the*t_f/dp_D;           %m max radius vypoukliny
    F_p = dp_D*pi*4*R*r;             %celková síla přenášená tendony
    n_tmin = F_p/(2*FD_t);           %minimální počet tendonů
    n_GminV = (2*pi*(R+r))/(2*R_the); %ks minimální počet gorů z
    velkého průměru toroidu
    n_GmaxM = (2*pi)/(atan(l_min/(2*(R-r)))); %ks maximální počet goru z
    malého průměru toru
    n_G = round(max(n_tmin, n_GminV)+2); %volba počtu gorů
    n_gor = n_G;
end

fprintf('R = %f m\n', R)
fprintf('r = %f m\n', r)
fprintf('V = %f m3\n', V)
fprintf('R_the = %f m\n', R_the)
fprintf('n_gor = %f ks\n', n_gor)
fprintf('delka = %f m\n', 2*(R+r))

if p_He - p_ok(H)>dp_H && n_GmaxM - n_gor > 0
    disp ('Dobry')
else
    disp ('Není to dobrý')
end

```