

DISERTAČNÍ PRÁCE



České vysoké učení technické v Praze

Fakulta Architektury

Ústav navrhování III - 15129



ARCHITEKTURA V EXTRÉMNÍM PROSTŘEDÍ

(ARCHITECTURE IN EXTREME ENVIRONMENT)

Disertační práce

k získání akademického titulu "doktor", ve zkratce "Ph.D."

Ing. arch. Ondřej Doule, M.Sc.

Doktorský studijní program: *Architektura a urbanismus*

Studijní obor: *Teorie architektonické tvorby*

Praha, květen 2010

Disertační práce byla vypracována v prezenční a kombinované formě doktorského studia na Ústavu navrhování III, Fakulty architektury ČVUT v Praze.

Uchazeč: Ondřej Doule, Ing.arch., M.Sc.

International Space University, Strasbourg Central Campus
Parc d'Innovation
1, rue Jean-Dominique Cassini
67400 Illkirch-Graffenstaden
France

Školitel: Michaela Brožová, Doc. Ing. aut.arch.

Ústav navrhování III - 15129
Fakulta architektury ČVUT
Thákurova 7,
16634 Praha 6

Oponenti:

.....

.....

Teze byly rozeslány dne:

Obhajoba disertace se koná dne v hod. před komisí pro obhajobu disertační práce ve studijním oboru Teorie architektonické tvorby v zasedací místnosti č Fakulty architektury ČVUT v Praze.

S disertací je možno se seznámit na děkanátě Fakulty architektury ČVUT v Praze, na oddělení pro vědeckou a výzkumnou činnost.

předseda komise pro obhajobu disertační práce

ve studijním oboru

Teorie architektonické tvorby

Fakulta architektury ČVUT, Thákurova 7,
16634 Praha 6

Prohlášení:

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně. Literaturu a ostatní prameny, z nichž jsem při přípravě této práce čerpal, řádně cituji a uvádím v seznamu použité literatury.

Ve Štrasburku, 5.5. 2010

Ing.arch. Ondřej Doule, M.Sc.

Poděkování:

Rád bych na tomto místě poděkoval všem, kteří mi jakýmkoliv způsobem pomohli k vytvoření této disertační práce.

Jmenovitě bych rád poděkoval:

paní Doc. Ing. aut. arch. Michaele Brožové

za jedinečné odborné vedení, všestrannou pomoc a hlavně trpělivost při výběru tématu a celkové podpoře při výzkumu,

profesoru Walteru Peetersovi (ISU, Štrasburk)

za obecnou podporu při výzkumu a konzultace v oblasti organizační a formální stránky vědeckých publikací a prezentací,

profesoru Nikolaiovi Tolyarenkovi (ISU, Štrasburk)

za časté konzultace tematiky architektury ve vesmíru,

profesoru Milanu Cermackovi (ISU, Štrasburk)

za konzultace tematiky pobytu člověka v extrémním prostředí,

a mému bratři Ing. Tomášovi Doule

za trpělivost s korekturami a obecnou technickou podporu.

Obsah:

1. Úvod	8
1.1. Definice extrémního prostředí	8
1.2. Stupně extrémnosti prostředí	9
1.3. Definice permanentního obydlí	11
1.4. Definice termínu „habitat“	12
1.5. Struktura a rozsah disertace	12
2. Vlastnosti prostředí - extrémy	13
2.1. Teplota a Teplo	13
2.2. Nedostupnost technické infrastruktury	17
2.3. Atmosféra, životní prostředí a umělá podpora života	22
2.4. Gravitace	30
2.5. Radiace	40
3. Obyvatelné prostory v extrémním prostředí	44
3.1. Obydlí v extrémním prostředí na Zemi	44
3.1.1. Architektura na poušti, v polárních a horských oblastech	45
3.1.2. Záchrané habitaty pro případ přírodních katastrof	54
3.1.3. Ropné plošiny na vodní hladině a únikové platformy	56
3.1.4. Podvodní habitaty	61
3.2. Habitaty v prostředí vesmíru	67
3.2.1. Habitaty na oběžné dráze	69
3.2.2. Habitaty na jiném nebeském tělese	73
4. Případové studie	77
4.1. Výzkumný habitat na Marsu (viz přílohu 1)	79
4.2. Bezpečnost práce a využití robotiky při konstrukci habitatu na Měsíci (viz přílohu 2)	85
4.3. Orbitální habitat Omicron	87
4.4. Interiér suborbitálního letounu (viz přílohu 3)	94
5. Závěr	97
Literatura:	99
Seznam obrázků a tabulek:	108
Seznam akronymů:	115

1. Úvod

S expanzí člověka se také rozšiřuje jeho vliv a požadavky na okolní prostředí. Do prostředí, která nejsou přirozeně obyvatelná, člověk obvykle vstupuje buďto za účelem vědeckého zkoumání prostředí, získávání přírodních zdrojů, expanze či průzkumu a poznávání sebe sama. Oblasti v extrémním prostředí, kde člověk vybudoval svá obydlí, mimo dosah sídel (Obrázek 1) a v podmínkách nesnadno obyvatelných, se pokusí přiblížit tato práce.

Na architekturu v extrémním prostředí lze však nahlížet též jako na unikátní možnost dozvědět se o architektuře více než je tomu možné v běžném prostředí. Analogie k tomuto výzkumnému principu existují například v oblasti medicíny. Fyziologické a patologické reakce v extrémním prostředí jsou studovány jakožto klinický jev, který je v běžném prostředí nemožné zkoumat. Extrémní prostředí otevírá prostor pro rozsáhlejší rozvoj patologické reakce. Takto simulované reakci je možné lépe porozumět a následně vyvinout metodu nebo protilátky, které pomohou praktické léčbě (Grocott, 2008). Obdobný přístup si je možné představit u výzkumu architektury, která má z pohledu výzkumu v extrémním prostředí potenciál napomoci v rozvoji udržitelné architektury aplikací autonomních systémů nutných k pobytu v extrémním prostředí.



Obrázek 1. Kompozice satelitních snímků Země v noci - světlejší oblasti znázorňují osvětlená sídla a infrastrukturu (Mayhew, 2002).

1.1. Definice extrémního prostředí

Škodlivé účinky extrémního prostředí na lidský organizmus jsou v poslední době rozsáhle studovány, stále nicméně není k dispozici robustní obecná definice, která by nám extrémní prostředí přesně vymezila. Definice extrémního prostředí je dle typu aktivity a jedincova vnímání či objektu studia vždy vztažena ke specifickému kontextu prostředí a může se proto v jednotlivých případech lišit. Některé definice zahrnují též sociální a psychické stresy, nicméně stres sám o sobě v této práci za parametr extrémního prostředí považován není.

Extrémní prostředí je v této práci definováno jako prostředí, ve kterém je pro přežití člověka vyžadována architektura využívající specifických technologií. Jedná se tedy o prostředí,

v němž je pobyt smrtelně nebezpečný, pokud není provedena umělá modifikace jeho přirozených parametrů (Grocott, 2008).

1.2. Stupně extrémnosti prostředí

Každé extrémní prostředí se vyznačuje různými pro člověka nebezpečnými podmínkami, které představují odlišný stupeň závažnosti vzhledem k přežití. Klasifikaci rizika či stupně extrémnosti je tedy vhodné založit na schopnosti přežití člověka v takovém prostředí, či na stupni poškození jeho organismu. Jelikož v současnosti neexistuje žádný mezinárodní standard pro určování stupně a pravděpodobnosti poškození organismu v extrémním prostředí byl ISU týmem vytvořen systém klasifikace rizika lidských aktivit nazvaný ALERTS (viz případovou studii, strana 85), který rozlišuje pět stupňů závažnosti zranění člověka. Tyto stupně byly adaptovány a optimalizovány na základě studia stupnice NASA, ESA, Britského výzkumného centra a dalších výzkumných center (Tabulka 1).

K obdržení stupně rizika pobytu v extrémním prostředí je však potřeba znát nebo definovat také systém pravděpodobnosti výskytu poškození lidského organismu. Na základě podrobného výzkumu užívaných stupnic pravděpodobnosti byla jako nejefektivnější zvolena týmem ALERTS stupnice hodnocení rizika, kterou užívá Britská vláda (Tabulka 2).

Tabulka 1. Stupeň závažnosti okamžitého poškození lidského organismu v extrémním prostředí dle systému ALERTS (viz příloha 2).

Stupeň	Popis poškození lidského organismu
5	Smrtelné poranění nebo nevratné poškození organismu
4	Těžké poranění a dlouhodobé poškození organismu ale nikoliv
3	Značné poranění, nemoc, poškození organismu, ale pouze
2	Malé poranění, nemoc, mírné poškození organismu
1	Zanedbatelné riziko poškození organismu

Tabulka 2. Stupeň pravděpodobnosti výskytu poškození lidského organismu v extrémním prostředí dle systému ALERTS (viz příloha 2).

Stupeň	Výskyt	Pravděpodobnost
E	Pravděpodobný	1:2, (>50%)
D	Možný	1:20, (>5%)
C	Nepravděpodobný	1:200, (>0,5%)
B	Vzácný výskyt	1:2000, (>0,05%)
A	Zanedbatelný	1:20 000,

Máme-li k dispozici stupnici možného poškození lidského organismu a pravděpodobnost výskytu podmínek, které by toto poškození mohly způsobit, lze zpracovat maticí pro ohodnocení rizika prostředí. Pro účely této práce, která se zabývá architekturou v extrémních podmínkách, se pro jednoduchost klasifikace extrémního prostředí soustředíme na nejvyšší stupeň závažnosti poškození lidského organismu „5“. Hodnocení zvažuje pouze pobyt, tj. expozici lidského těla danému prostředí, nikoliv souvislost s jednotlivými aktivitami, které mohou zvýšit pravděpodobnost výskytu rizika.

Tabulka 3. Příklad klasifikace rizika v konkrétním extrémním prostředí. Hlavní rizika spojená s průzkumem nehostinných míst jsou vědecky simulována např. v prostředí Arktidy a Antarktidy (Suedfeld, 2010, str. 641).

1.	Neustálé ohrožení života
2.	Monotónní prostředí, nedostatek soukromí, nepohodlí
3.	Drsné životní prostředí (přírodně neobyvatelné)
4.	Život (přežití) je závislé na integritě habitatu a na oblečení
5.	Vzdálenost od domova a rodiny a organizační podpory
6.	Komplikovaná telekomunikace s pozemskou stanicí či domovem
7.	Fyzická námaha
8.	Nuda, nervozita, deprese, úzkost
9.	Nemožnost úniku či záchrany v případě ohrožení

Pro obecnou klasifikaci extrémnosti prostředí resp. architektury v extrémním prostředí je však třeba stanovit „rizika obecná“. Proto pro účel této práce autor identifikuje pět základních rizik:

- I. Nedostupnost infrastruktury (lékařské péče)
- II. Ztráta tepelné pohody (protržení ochranného obleku)
- III. Expozice smrtelné radiaci
- IV. Porucha umělé podpory života (ztráta tlaku, dýchatelného vzduchu)
- V. Důsledky změny gravitace

Jakožto významné oblasti výskytu architektury v extrémním prostředí s rizikem nejvyššího stupně poškození lidského organismu (Tabulka 1) byla vybrána, vzhledem k výskytu výše uvedeného rizika (I. – V.), a seřazena dle stupně extrému prostředí (1=nejnižší, 6=nejvyšší) následující lidská obydlí:

1. Záchranné habitaty pro případ přírodních katastrof (I.)
2. Obydlí na poušti, v polárních a horských oblastech (I., II.)
3. Plošiny na vodní hladině a únikové platformy (I., II., V. (evakuace))
4. Podvodní habitaty (I., II., IV.)

5. Habitaty na jiném nebeském tělese (I., II., III., IV., V.)
6. Habitaty na oběžné dráze (I., II., III., IV., V.)

Následně je vhodné schematicky zobrazit výskyt a stupně poškození (Tabulka 1, Tabulka 2) do matice 5 x 5 (Tabulka 4) pro symbolické porovnání s tradiční architekturou, jež se pohybuje v prostředích s menším nebo nulovým výskytem rizika poškození lidského organismu. Tato klasifikace je však dostačující pouze pro orientační zobrazení extrémnosti prostředí. V této oblasti je třeba provést rozsáhlý výzkum, aby zjištěným rizikům bylo možné předcházet standardizovaným či parametrickým architektonickým návrhem v závislosti na charakteru prostředí. Taktéž je třeba ohodnotit veškeré možné aktivity, jež by následně matici „uniformně zaplnily“, a stanovit rizika s nimi spojená.

Tabulka 4. Pravděpodobnostní matice výskytu rizika poškození organismu v podmínkách extrémního prostředí. Schematicky je zvýrazněna oblast architektury v extrémním prostředí.

Stupeň poškození lidského organismu	A5	B5	C5 Záchranné habitaty pro případ přírodních katastrof	E5 Obydlí na poušti a v horských oblastech, Plošiny na vodní hladině a únikové platformy	D5 Podvodní habitaty, Habitaty na oběžné dráze, Habitaty na jiném nebeském tělese
	A4	B4	C4	E4	D4
	A3	B3	C3	E3	D3
	A2	B2	C2	E2	D2
	A1	B1	C1	E1	D1
Pravděpodobnost výskytu					

1.3. Definice permanentního obydlí

Tato práce se soustředí výlučně na obydlí trvalého charakteru. Jedná se o obydlí nebo pobytový prostor, jehož charakter (funkce, konstrukce, životnost aj.) není pouze sezónní a není primárně závislá na podmínkách okolního prostředí. Obydlí typu dočasných stanových, plátěných konstrukcí užívaných v případě přírodních katastrof nebo pro potřeby vědeckých

výprav na Antarktidu, sněhová obydlí Inuitů (iglú) a další dočasné přístřešky nejsou proto do této práce zahrnuty.

1.4. Definice termínu „habitat“

Obydlí, jež umožňuje pobyt v extrémním prostředí. Habitat se vyznačuje striktně kontrolovanými parametry vnitřního prostředí, které umožňují samotné přežití člověka v extrémních podmínkách. Termín habitat, který pochází z latinského „habitatio“ je užíván běžně v anglickém jazyce v oblasti architektury s odkazem na obyvatelnost prostředí (*habitability*). V češtině je termín habitat užíván v oblasti ekologie a může být synonymem pro termín biotop. Uvedení tohoto termínu do oblasti architektury považuji za vhodné.

1.5. Struktura a rozsah disertace

Disertační práce je zpracována ve třech na sebe navzájem navazujících kapitolách (2, 3, 4). V kapitole 2 jsou představeny obecné vlastnosti prostředí, jejichž parametry mohou navodit extrémní prostředí ve vztahu k požadavkům lidského organismu. V kapitole 3 je klasifikována skupina obytných prostředí, a to dle typu extrémního prostředí, v němž se vyskytují. Vojenská a policejní zařízení jsou z této práce úmyslně vynechána z důvodu nedostupnosti vědeckého materiálu. Ve čtvrté kapitole jsou pak obecné poznatky z předchozích kapitol osvětleny na případových studiích, které autor zpracovával v průběhu svého doktorského výzkumu.

Součástí disertační práce jsou také čtyři publikace v anglickém jazyce tak, jak byly v originále otištěny ve sbornících či časopisech. Tyto publikace jsou přiloženy zvlášť ke každé kopii disertace.

2. Vlastnosti prostředí - extrémny

Člověk vyniká nad ostatními živočišnými druhy mimo jiné svojí schopností obývat široké spektrum klimatických pásem a přizpůsobit se i velmi extrémnímu prostředí. Díky své adaptabilitě a vynalézavosti je schopen přežít v oblastech extrémního horka či chladu. Jeho schopnost vytvářet a obměňovat životní prostředí stojí také za vznikem rozsáhlé disciplíny architektury. Architektura slouží člověku jako umělé rozhraní, které trvale pozměňuje přirozené (přírodní) prostředí tak, aby vyhovovalo lidským fyziologickým a psychologickým požadavkům a lépe sloužilo lidským aktivitám. Za faktory prostředí, na základě kterých je architektura koncipována, mohou být považovány teplota okolního prostředí, přístup k infrastruktuře, existence atmosféry, její kvalita a složení, úroveň radiace a ve velmi extrémních prostředích též gravitace.

2.1. Teplota a Teplo

Zatímco teplota je symptomem přítomnosti tepla v látce, teplo představuje formu energie (pohyb molekul) v látce nebo ve formě elektromagnetického záření v prostoru. energii (teplo) nelze vytvořit ani zničit (kromě procesů na subatomární úrovni), je možné pouze změnit její formu, a to spontánně pouze jedním směrem ze stavu vyššího do nižšího (z teplého do chladného). Tento převod tepla může být proveden třemi způsoby: vedením, prouděním nebo sáláním (zářením, radiací). Zatímco vedení probíhá skrze kontakt dvou těles, proudění je v podstatě převodem tepla do okolního média (vzduchu, tekutiny). V prostředí vakua tedy převod tepla (chlazení, ohřívání) není možný. Sálání probíhá z tělesa s teplejším povrchem k tělesu chladnějším a zohledňuje vlastnosti materiálů a jejich povrchů jako odrazivost, pohltivost a sálavost.



Obrázek 2. Tepelné výměny lidského těla s okolním prostředím. M= tvorba tepla metabolismem, Rd= sálání, Cd=vedení, Cv= proudění, E= odpařování (Szokolay, 2004, stránky 16,17).

Lidské tělo neustále produkuje teplo. Ve spánku člověk generuje metabolickými procesy okolo 70 W a v průběhu velké zátěže až 700 W. Toto teplo musí být odevzdáno do okolního prostředí (vzduchu) nebo jinam, jinak tělesná teplota člověka začne stoupat (přirozená

vnitřní teplota člověka 37°C, vnější 31-34 °C). Tepelná rovnováha lidského těla by se dala zjednodušeně vyjádřit následujícím vztahem: $M \pm Rd \pm Cv \pm Cd - Ev = \Delta S$ (Obrázek 2). Člověk tedy bude ve stavu tepelného komfortu v případě, že ΔS se bude rovnat nule (Szokolay, 2004, stránky 16,17).

Faktory či proměnné, které ovlivňují rozptyl tepla z lidského těla, a tudíž i tepelnou pohodu člověka, mohou být kategorizovány do tří skupin, z nichž prostředí a člověk jsou hlavní činitelé (viz Tabulka 5).

Tabulka 5. Faktory tepelné pohody člověka (Szokolay, 2004, str. 17).

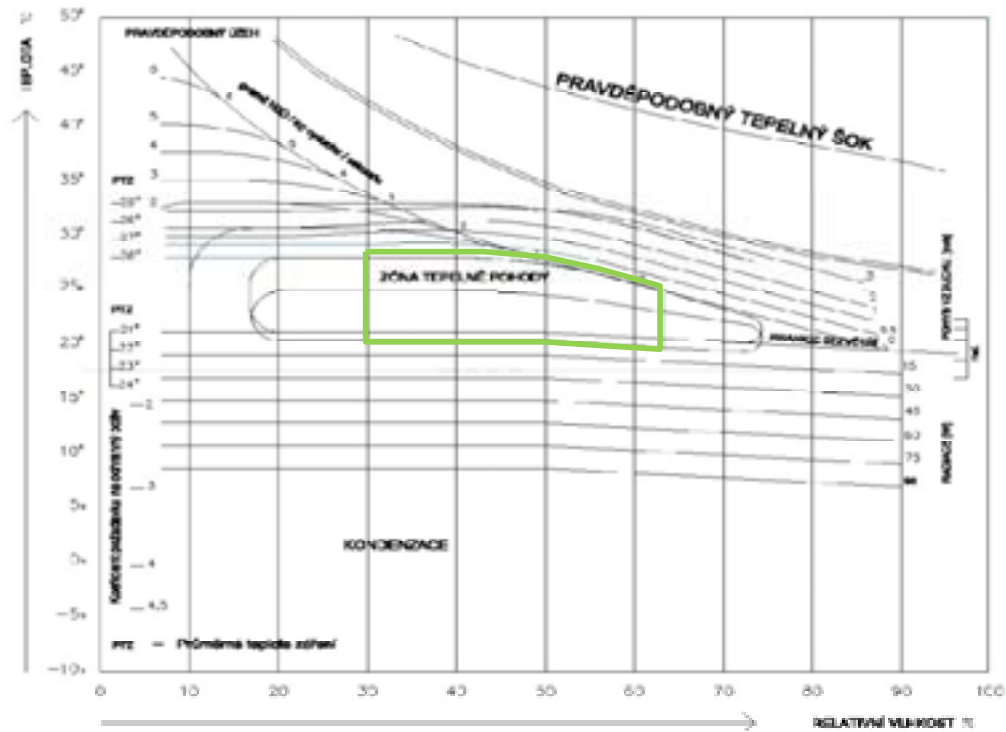
PROSTŘEDÍ	ČLOVĚK	<i>Přispívající činitelé</i>
Teplota vzduchu	Stupeň aktivity	<i>Potrava a nápoje</i>
Pohyb vzduchu	Oblečení	<i>Tvar těla</i>
Vlhkost vzduchu	Zdravotní stav	<i>Množství podkožního tuku</i>
Radiace ¹	Aklimatizace	<i>Věk, pohlaví, rasa</i>

Vzduch v prostředí přirozeně přispívá k tepelné pohodě mnoha faktory. Vzduch v Zemské atmosféře je směs kyslíku, dusíku (a dalších plynů) s proměnlivým množstvím vodní páry. Vzduch může obsahovat pouze omezené množství vodních par při specifické teplotě. V okamžiku malého množství vodních par dochází k rychlému odpařování a v případě nasycení vzduchu vodními parami nedochází k odpařování vůbec. V případě ohřevu vzduchu dochází k snižování vlhkosti vzduchu a při ochlazení tedy k zvyšování vlhkosti až do okamžiku, kdy se teplota rovná rosnému bodu. Klesne-li teplota pod rosný bod, vodní pára začne kondenzovat.

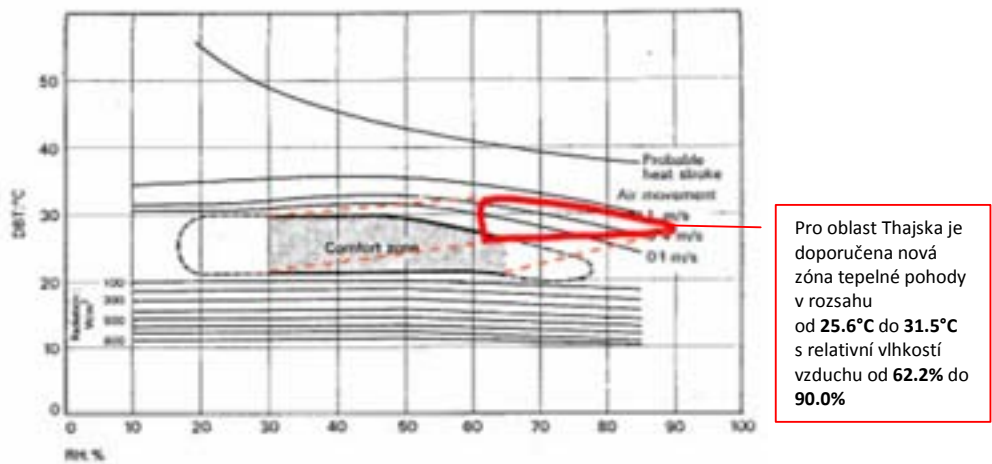
Pokud je teplota vzduchu konstantní, ale je do něho přidávána vodní pára, začne docházet ke snižování teploty a zvyšování vlhkosti vzduchu. Při opačném procesu, kdy je do prostředí přidán objekt se schopností pohlcovat vlhkost (sorbent), začne docházet k odvlhčení. V jeho průběhu je uvolňováno teplo a dochází tudíž ke zvýšení teploty vzduchu.

Relativní vlhkost vzduchu nad 65% zamezuje odpařování z kůže i při dýchání, a je tedy zabráněno rozptylu vlhkosti v ovzduší. Velmi nízká vlhkost vzduchu (pod 30%) naproti tomu způsobuje vysychání kůže, úst a dýchacích cest a je příčinou pocitu nepohodlí (Szokolay, 2004, str. 17) viz Obrázek 3.

¹ Viz kapitola 2.5 Radiace



Obrázek 3. Olgayův diagram standardní vlhkostně tepelné pohody člověka v mírném pásmu (Rogor, 2001).



Obrázek 4. Olgayův tepelně vlhkostní diagram s vyznačenou změnou tepelného komfortu pro oblast Thajska. Data byla získána ve spolupráci s 322 Thajci (Jitkhajornwanich, 2006, str. 6).

Klasická Olgayayova zóna tepelné pohody se nachází mezi 21°C a 30°C, v rozmezí relativní vlhkosti od 35% do 65 %. Tato oblast může být výrazně posunuta v závislosti na geografické poloze a fyziologicko-psychologické adaptaci jedince. Obrázek 4 ukazuje významnou adaptabilitu či flexibilitu lidského organismu obecně (zřejmě též v závislosti na věku člověka, rase, kultuře). Závěry z výzkumu, který proběhl v Thajsku, poukazují na významný posun zóny tepelné pohody tak, že hraniční teploty a vlhkosti jsou v rozsahu od 25.6°C do 31.5°C s relativní vlhkostí vzduchu od 62.2 % do 90.0 %. Na výše uvedeném diagramu má nová zóna tepelné pohody spodní hranici v oblasti horní hranice klasické zóny tepelného komfortu. Tento posun zóny tepelně vlhkostní pohody může znamenat určitou změnu v architektonickém navrhování pro danou oblast.

Zóna tepelné pohody člověka se mění též v závislosti na ročním období, kdy u člověka může docházet ke značné fyziologické a psychologické adaptaci, a to např. i na dobu pouhého jednoho měsíce (Obrázek 5, Obrázek 6). Je experimentálně ověřeno, že střední neboli neutrální teplota člověka (T_n) se tak mění v závislosti na střední teplotě konkrétního měsíce dle vztahu:

$$T_n = 17,6 + 0,31 \cdot T_{o,av} [^{\circ}\text{C}]$$

kde $T_{o,av}$ je střední teplota měsíce (Szokolay, 2004, str. 20).



Obrázek 5. S vhodným oblečením člověk může pobývat (adaptovat se) v prostředí s teplotami až -50°C (ParkaShop, 2010), (Andreson, 2002).

Dle individuálních požadavků člověka na tepelně vlhkostní klima odvíjejících se od charakteru okolního prostředí může architektura vytvářet odlišná rozhraní, která člověku napomáhají přežít v nepříjemných či nehostinných podmínkách.

Obecně architektura může fungovat jako pasivní ale i dynamické rozhraní. Informace o okolním prostředí zapracované do projektu při procesu navrhování jsou rozhodující pro volbu materiálů, konstrukce, dispozice, fasád atd., které jsou zpravidla permanentními pasivními prvky architektury. Současné technologie však umožňují vytvářet taková obydlí, jež dynamicky reagují na změny vnějšího prostředí nebo změny v požadavcích člověka na prostředí vnitřní.



Obrázek 6. Člověk je schopen se svým oblečením přizpůsobit i vysokým teplotám okolo +50°C v prostředí pouště (Lemmens, 2010).

2.2. Nedostupnost technické infrastruktury

Prostředí detašovaná od sídel a infrastruktury, těžko přístupná a navíc interiérem stísněná mají obvykle úzkou spojitost s jinými faktory, jako jsou zeměpisná šířka či účel obydlí. Lokality ve vysokých nadmořských výškách, polárních nebo rovníkových oblastech, které jsou málo osídlené a jejichž prostředí vykazuje teplotní extrémy, bývají zpravidla příliš vzdálené od infrastruktury sídel, která jsou většinou zakládána v příznivých klimatických oblastech. Omezená dostupnost stavebního materiálu či nemožnost ho zpracovat jsou pak jedním z důsledků vzniku stísněných prostředí, která poskytují pouze minimální prostor k bydlení. Izolovaný a stísněný habitat také musí být zčásti nebo zcela autonomní a svému obyvateli musí poskytovat vše potřebné k životu z hlediska fyziologie, psychologie a metabolických procesů (Obrázek 7, Obrázek 8).

Jeden z extrémů, kterým člověk v takovýchto obydlích čelí, spočívá též v psychologických a sociálních implikacích uzavřenosti, stísnění, popřípadě nemožnosti interakce s jinými lidmi. Za nejextrémnější prostředí tohoto typu lze považovat pobyt v podvodním obydlí, ponorce, na lodi nebo kosmickém modulu. Kosmický modul/habitat je nejvzdálenější místo od přirozeně obyvatelného prostředí Země a výstup ven z modulu bez ochranného skafandru znamená smrt během cca jedné minuty (Obrázek 7).

Návrat na Zemi ze zemské orbity je několikahodinový proces a možnost jiného úniku obvykle neexistuje. Z těchto a dalších důvodů probíhá v experimentálních habitatech a simulátorech na Zemi rozsáhlý výzkum (Suedfeld, 2010, str. 639). Tyto habitaty jsou umístěny pod vodou, za polárním kruhem, nebo v běžně obytném prostředí (časově uzavřený simulátor, habitat (Obrázek 23), kde je zkoumána psychologie a fyziologie jedinců, dynamika týmové práce posádky ve vypjatých situacích, ze kterých není možné úniku. Výsledky z těchto experimentů napomáhají sestavit optimální psychologický profil člověka a posádky pro danou misi na Zemi nebo ve vesmíru (Dudley-Rowley, 1997).



Obrázek 7. Astronaut Bruce McCandless vybaven skafandrem s přenosnou jednotkou podpory života a osobní manévrovací jednotkou (*jetpack*) volně se pohybující ve vakuu na oběžné dráze Země (1984), (Greene, 2010).

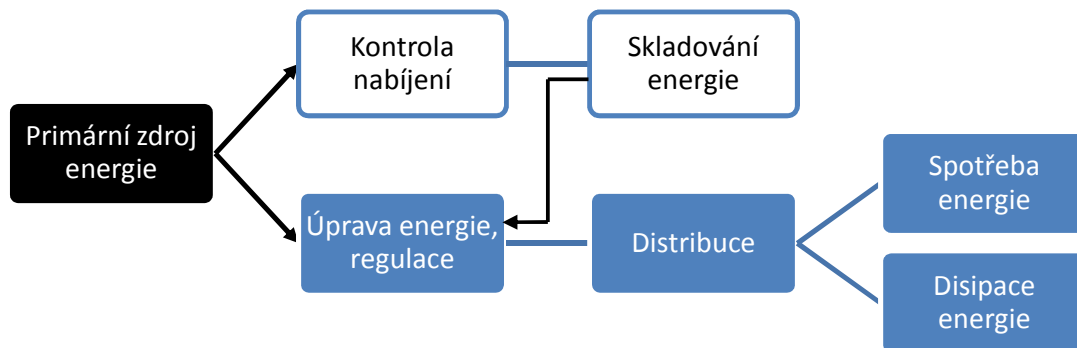


Obrázek 8. Stísněné prostředí plně autonomního orbitálního habitatu stanice MIR (Adams, 2003).

Nedostupnost infrastruktury má však významný dopad na technickou stránku obydlí. Člověk je v jednadvacátém století zvyklý na určitý životní standard, který zpravidla vyžaduje konstantní přísun elektrické energie. Zajištění přísunu potravy a recyklace odpadu jsou považovány za samozřejmost stejně jako dýchatelné ovzduší, vlhkostně teplotní pohoda a přívod pitné vody. Tyto parametry je případně jejich nedostupnosti třeba simulovat pomocí procesů obvykle vyžadujících neustálý přísun elektrické energie. Tématika umělé podpory života, atmosféry, recyklace vody a odpadu je rozvedena v kapitole 2.3 (viz stranu 22).

Hlavním úkolem habitatu izolovaného od infrastruktury je tedy zajištění konstantního přísunu elektrické energie. Management systému by ovšem měl zajistit též správu energie

dle potřeby člověka, a tedy i disipaci a skladování energie (Obrázek 9). Technických možností jak generovat elektrickou energii je řada (Tabulka 6), je třeba ovšem volit systém dle daného prostředí, předpokládané spotřeby, velikosti, hmotnosti, požadavků na údržbu a bezpečnost a také dle způsobu a doby potřebné pro uvedení systému do provozu.



Obrázek 9. Funkční skladba autonomního systému zajišťující přísun energie (Larson & Pranke, 2000, str. 643).

V postupu, jak primární systém generující energii koncepčně navrhnout či zvolit, by neměl být opomenut žádný z následujících kroků ve stanoveném pořadí (Larson & Pranke, 2000):

1. Odhad požadavku na výkon
2. Určení dostupného rozpočtu, maximální hmotnosti a velikosti primárního zdroje
3. Požadavky či omezení okolního prostředí
4. Výběr primárního zdroje
5. Výběr způsobu skladování energie
6. Teplotní a elektromagnetické vlastnosti zdroje
7. Výběr systému pro správu energie
8. Požadavky na bezporuchovost a bezpečnost

Fotovoltaické články jsou velmi často voleny jako primární zdroj energie u vesmírných habitatů a jsou již široce aplikovány též na pozemských stavbách jakožto převážně sekundární (záložní či doplňkový) zdroj energie. NASA poprvé použila fotovoltaické články na kosmické sondě k výrobě elektrické energie. Takovéto využití solární energie se ukázalo v prostoru vesmíru velmi efektivní, neboť sluneční záření zde není cloněno atmosférou jako na Zemi. Díky vývoji a široké aplikaci fotovoltaických článků ve vesmíru je dnes tento zdroj obnovitelné energie velmi rozšířen hlavně v oblastech, kde nejsou k dispozici konveční zdroje energie.

Tabulka 6. Parametry ovlivňující výběr a návrh autonomního systému pro generování elektrické energie (Larson & Pranke, 2000, str. 646).

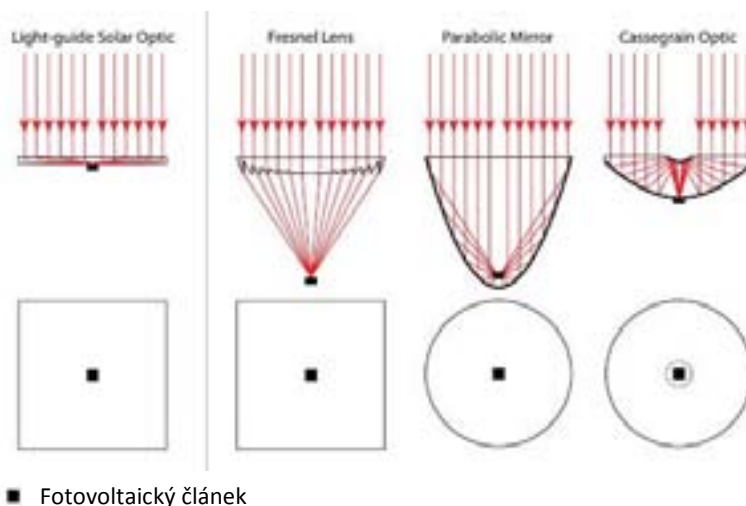
parametr	PHOTOVOLTAICKÉ PANELY	SLUNEČNÍ KONCENTRÁTOR	NUKLEÁRNÍ REAKTOR	Radioisotop Thermal Generator
Výkon [kW]	0.1 – 300	10 – 300	10 - 10 000	0.1 – 10
Specifický výkon [W/kg]	25 – 250	9 – 15	2 - 40	5 – 25
Specifické náklady [\$/W]	700 – 2500	1000 – 2000	400 - 700	16 000 – 200 000
Odolnost vůči radiaci	Malá - střední	Vysoká	Velmi vysoká	Velmi vysoká
Stabilita a manévrovatelnost	Nízká	Střední	Vysoká	Vysoká
Aerodynamický odpor	Vysoký	Vysoký	Střední	Malý
Skladování energie	Baterie	Tepelný výměník	Není k dispozici	Není k dispozici
Závislost na Slunci	Vysoká	Vysoká	Žádná	Žádná
Omezuje rozhled	Ano	Ano	Zčásti	Ne
Požadavek na bezpečnostní kontroly	Minimální	Minimální	Vysoká	Střední
Dostupnost systému	6-12 měsíců	Neznámá	Není v komerční distribuci	Dle požadavků klienta

Zvyšování efektivity článků a vývoj nanotechnologií též umožnily uvést do výroby pro aplikace na Zemi fóliové neboli flexibilní fotovoltaické panely vyvinuté primárně pro snížení hmotnosti satelitů (Obrázek 10). Tato technologie nám v současnosti nabízí několik možností v závislosti na konstrukci a materiálu článku a to: Silikonové, Galium-Arsenidové dvojrstvé a trojrstvé a Indium-Fosfidové (Larson & Pranke, 2000, str. 647). Volba typu článku závisí na dostupném rozpočtu a požadavcích na výkon, trvanlivosti a hmotnosti. Fotovoltaické články se montují do rámu tak, aby je bylo možné směřovat ke Slunci. Samozřejmě nejefektivnější jsou solární panely, které mají schopnost sledovat pohyb Slunce náklonem a dosáhnout tak co nejdéle dobu dopadu slunečních paprsků kolmo na povrch článků.



Obrázek 10. Montáž fotovoltaických panelů v podobě vlnité keramické střechy (Fischer, 2009).

Sluneční koncentrátor - Existuje již řada systémů pracujících na principu odrazu nebo ohybu slunečního světla za účelem koncentrace slunečních paprsků. Tyto systémy jsou však méně rozšířené než fotovoltaické články. Koncentrátor funguje jako čočka, která zaměřuje sluneční paprsky do jednoho místa, kde je umístěn „přijímač“. Koncentrátor může být kombinován buďto s vysoce účinným fotovoltaickým článkem, jedná se tedy o statický systém termoelektrický (Obrázek 11), anebo může zahřívat tekuté médium v systému dynamickém, a elektrická energie je pak získávána turbínou z pohybu zahřátého média či tepelným výměníkem. Na obdobném principu funguje také nukleární reaktor, který však v současnosti není v komerční distribuci, a to hlavně z důvodu bezpečnosti (Smith P. , 2007, stránky 26-30).



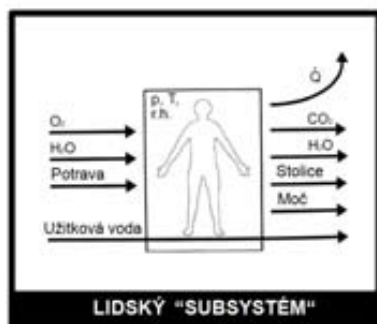
Obrázek 11. Způsoby uspořádání slunečního koncentrátoru (Morgansolar, 2009).

Důležitou součástí systému generující elektrickou energii je systém skladování energie. Běžně užívané způsoby v automobilovém a kosmickém průmyslu zahrnují různé typy nabíjecích baterií (NiCd, NiH₂, NiMH, Li-ion, NaS), regenerativních baterií a palivových článků,

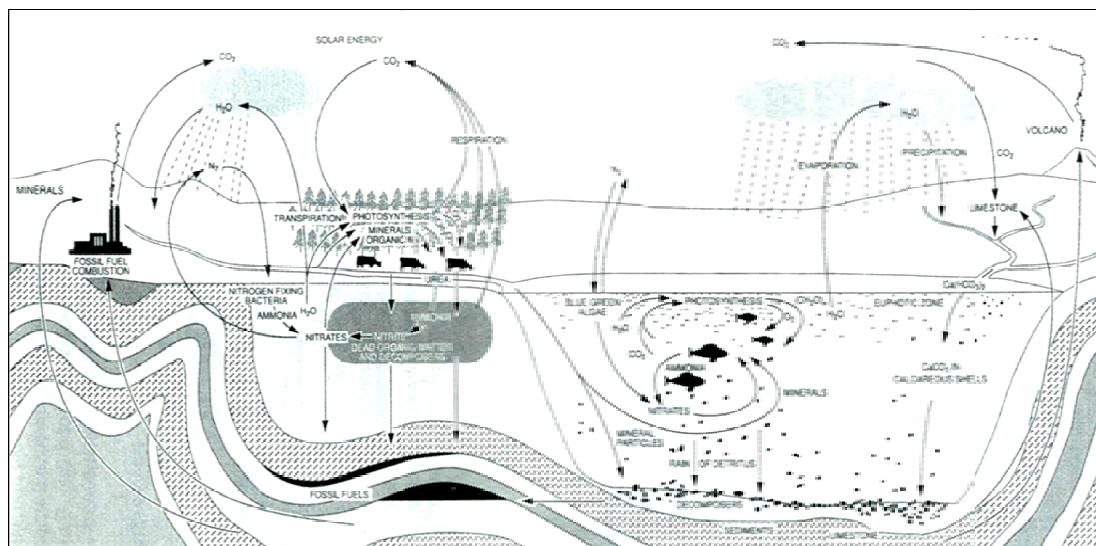
kteřé jsou užívány dle potřeby výkonu v době kdy primární zdroj energie je mimo provoz. Baterie tedy slouží hlavně jako zdroj záložní.

2.3. Atmosféra, životní prostředí a umělá podpora života

Člověk ke svému životu z hlediska potřeb svého metabolismu vyžaduje specifické životní prostředí zajišťující látkovou výměnu. Charakteristika prostředí, které podporuje lidský život, zahrnuje kvalitu vzduchu, atmosférický tlak, kvalitu vody, teplotu, vlhkost vzduchu, osvětlení, potravu, způsoby recyklace a hospodaření s odpadem. Cílem takového prostředí je podporovat zdravotní stav člověka, jeho aktivity a rozvoj. K podrobnému návrhu umělého prostředí člověka, je třeba nejprve znát požadavky lidského organismu, který bychom mohli považovat za hlavní činitel (neměnitelný subsystém) při komplexním návrhu okolního prostředí (Obrázek 12).



Obrázek 12. Schéma základních příjmů a výstupů člověka, jež by jeho životní prostředí mělo poskytovat či zajistit jejich správu (Doule, 2009).



Obrázek 13. Schéma hlavních přírodních procesů na Zemi - „přírodní podpora života“ (Eckart, 1996, str. 29).

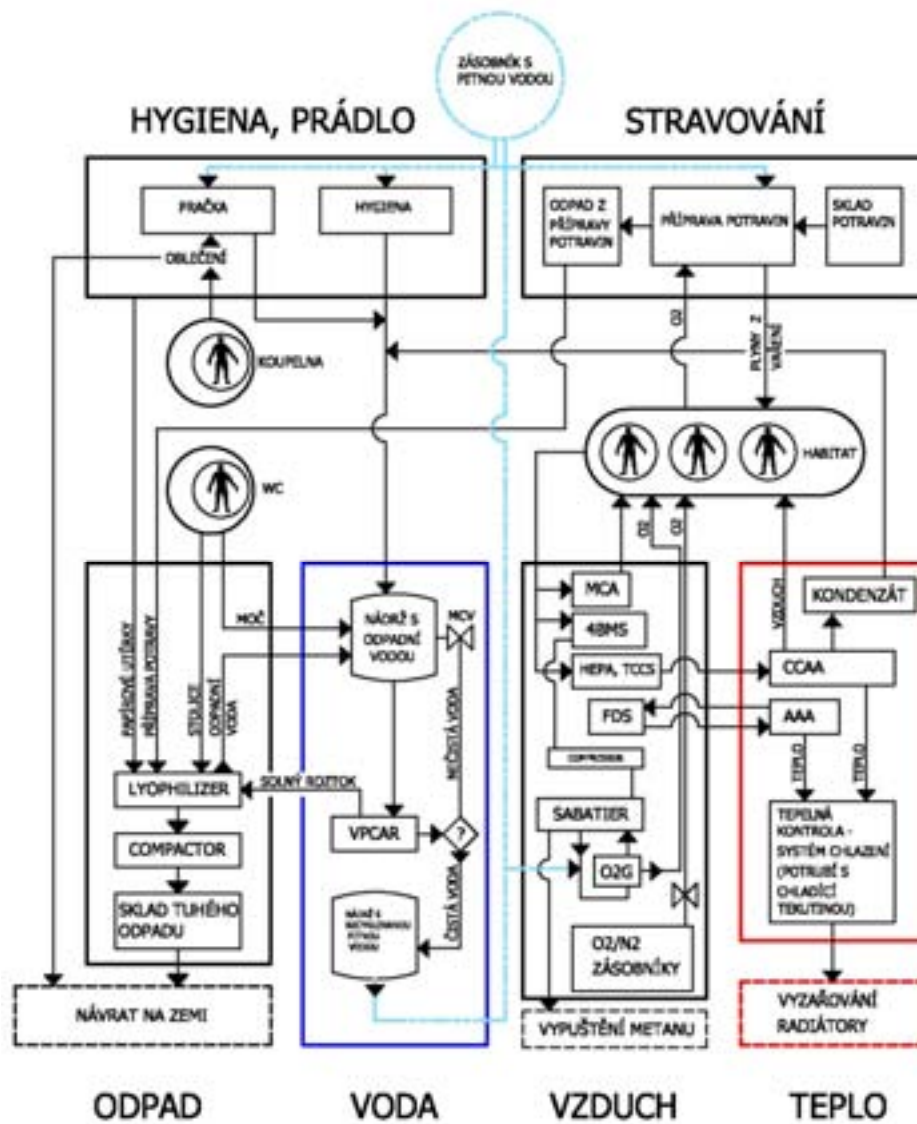
Tři hlavní média jsou základem podpory lidského života na Zemi: dýchací vzduch, voda a půda umožňující produkci potravin. Životní podpora prostředím může být tedy charakterizována jako ta část Země, která poskytuje člověku vše, co potřebuje jeho organismus k „fyziologickému“ životu (Obrázek 12). Procesy, které zajišťují přísun základních potřeb člověka, mohou být shrnuty do několika oblastí: produkce potravin, recyklace vody, vstřebání-recyklace odpadu, čištění či obnova vzduchu. Některé z těchto procesů jsou na Zemi kontrolovány člověkem, většina z nich ale probíhá přirozeně díky sluneční energii a řadě jiných klimatických přírodních procesů zahrnujících též nesčetné množství fauny a flóry (Obrázek 13).

Zjednodušeně však můžeme říci, že se podpora lidského života na Zemi skládá ze dvou oblastí systémů: zemědělství a přirozených přírodních procesů. Přírodní prostředí Země má na globální úrovni významnou schopnost regenerace a dosud nebylo všem sub-procesům porozuměno (Eckart, 1996, str. 14).

V případě, že chceme z nějakého důvodu simulovat toto prostředí (např. zabezpečit bezpečný pobyt člověka v extrémním prostředí z vědeckých důvodů) bude třeba součástí umělého systému podpory života zpravidla založit na tzv. otevřeném cyklu, kde některé z neznámých procesů budou nahrazeny „umělým“ vložím či odstraněním, produktu (odpadu) z/do cyklu bez implementace neznámého nebo energeticky náročného procesu (Obrázek 14). Toto vložení či odstranění je samozřejmě možné pouze na základě existence globální sebe-regenerační schopnosti Země. V oblastech zcela neobyvatelných je tedy třeba zavést tzv. umělou podporu života (*Environmental Control and Life Support System - (ECLSS)*), která by optimálně měla fungovat jako bio-regenerativní uzavřený systém tj. s minimální potřebou vstupů surovin a energie, či výstupu odpadu tak jak tomu je na Zemi. Opakem uzavřeného systému je tedy systém otevřený, který vyžaduje dodávky neobnovitelných složek a správu odpadu (Duerk, 2004, stránky 33,34).

Jako nejpokročilejší existující příklad umělé podpory života lze uvést otevřený systém na Mezinárodní kosmické stanici (Obrázek 14), u níž je zajištěna výměna neobnovitelných složek automatizovanou kosmickou lodí ATV (*Automated Transfer Vehicle*) nebo kosmickou lodí Progress, které do systému dodávají vodu, potraviny, kyslík a na zpáteční cestě odváží odpad, který i s kosmickou lodí shoří při prostupu atmosférou.

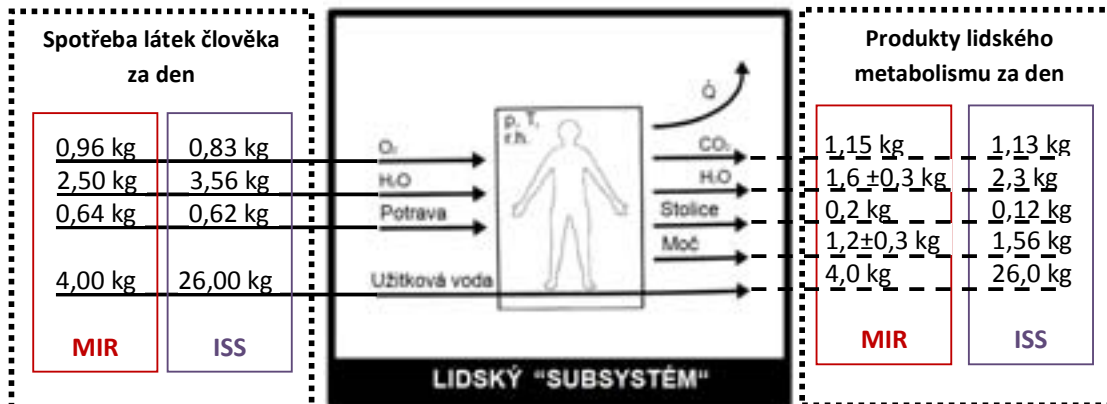
Takovýto systém je však možné adaptovat též do prostředí přirozeně obyvatelného, pokud detailně známe biologické požadavky člověka (Obrázek 15, Obrázek 16). Aplikace systému podpory života na Zemi může být relevantní v případě, že nechceme narušit lokální přírodní cyklus, biosféru či chceme přírodní procesy simulovat z vědeckých důvodů (Obrázek 23).



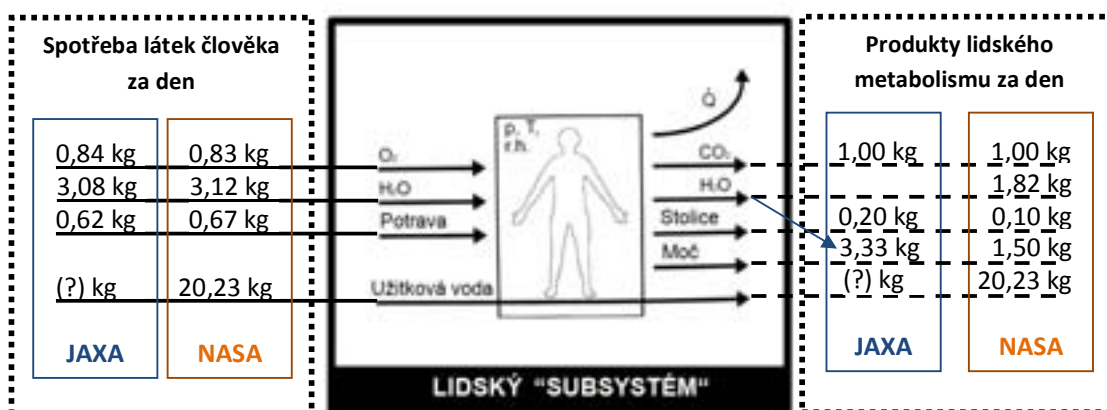
Legenda:

- MLS – Mostly Liquid Separator
- MCV – Microbial Check Valve
- 4BMS – Four-Bed Molecular sieve
- O2G – Oxygen Generation Assembly
- FDS – Fire Detection and Suppression
- TCCS – Trace Contaminant Control Subsystem
- HEPA – High Efficiency Particle Air
- MCA – Major Constituent Analyzer
- CCAA – Common Cabin Air Assembly

Obrázek 14. Schéma umělé podpory života na Mezinárodní kosmické stanici - adaptováno z (Hanford, 2005, stránky 11,12).



Obrázek 15. Spotřeba látek a produkty metabolismu člověka za den, tak jak byly kalkulovány pro kosmickou stanici MIR (Mitchell, a další, 1994, str. 19) a současnou Mezinárodní kosmickou stanici (Clément, 2009).



Obrázek 16. Spotřeba látek a produkty metabolismu člověka za den v kg ve studiích japonské agentury JAXA a americké NASA (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, stránky 12, 161).

Aplikace umělého systému podpory života je nezbytnou nutností v oblastech s extrémními životními podmínkami na Zemi (Antarktida, podvodní habitat) nebo v oblastech zcela neobyvatelných ve vesmíru. Dle požadavků na stupeň udržitelnosti pak lze volit mezi systémy otevřenými, polouzavřenými a zcela uzavřenými. Systém uzavřený nevyžaduje žádný přísun energie a surovin pro správné fungování z venku tohoto systému. Jediným příkladem polouzavřeného systému, jenž nevyžaduje žádný přísun energie, je Belgická polární stanice v Antarktídě „Princess Elisabeth“ (viz Obrázek 17).

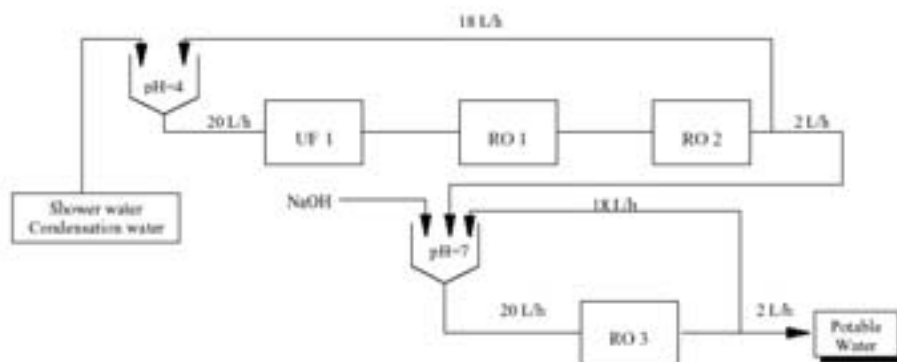


Obrázek 17. Belgická stanice "Princess Elisabeth" v Antarktidě je první zcela samo-udržitelný habitat v tomto extrémním prostředí (Robert, 2006).

Tato stanice je první polární stanicí, která je zásobena energií pouze z obnovitelných zdrojů (Coninck & Berte, 2007, str. 4). Dokončena v roce 2008 využívá energie získané fotovoltaickými panely a větrnými turbínami a od roku 2010 je též vybavena inteligentním systémem pro správu energie zvaným PLC (*Programmable Logic Controller*), který neustále sleduje poptávku a dostupnost energie a určuje priority a řídí distribuci energie (IPF, 2010).

Energetická nezávislost je nejdůležitějším, avšak zdaleka ne jediným, komponentem v cyklu nezávislého systému podpory života. Lidské tělo vyžaduje přísun řady látek a správu produktů metabolismu. Kromě přítomnosti dýchatelné atmosféry je člověk závislý na přísunu pitné a užitkové vody, která tvoří zpravidla 92 % z celkové hmotnosti všech požadovaných látek (ESA, 2006). Z těchto důvodů se evropská polární stanice Concordia zaměřila na recyklaci vody. V současné době se zde provozuje systém recyklace (obnovy) vody v uzavřeném systému bydlení. Tento uzavřený systém vodního cyklu pracuje automaticky nebo s manuální kontrolou s následujícími vstupy odpadní vody uvnitř habitatu (Obrázek 18):

- rekuperace kondenzátu ze vzduchu (kontrola vlhkosti vzduchu)
- užitková voda (osobní hygiena, mytí nádobí, praní)
- voda vzniklá při revitalizaci atmosféry a redukci obsahu CO₂
- moč
- voda odebraná při vysoušení všech pevných odpadů
- voda z experimentů a ze skleníků z procesu evapotranspirace (ESA, 2006)



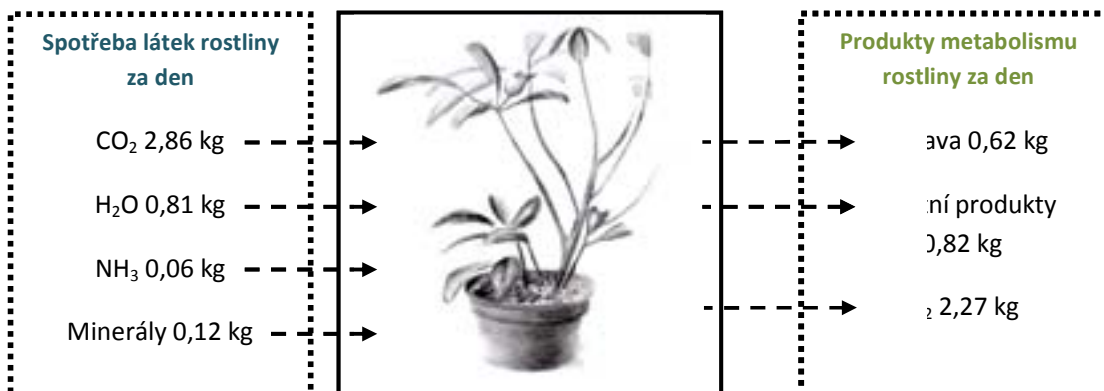
Membrane type	Flux	Salt retention
UF1	85.0 $\text{Lh}^{-1}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{bar}^{-1}$	-
RO1 (SW30)	14.9 $\text{Lh}^{-1}\cdot\text{m}^{-2}$	99.4 %
RO2 (SW30HR)	20.7 $\text{Lh}^{-1}\cdot\text{m}^{-2}$	99.6 %
RO3 (SW30HR)	22.1 $\text{Lh}^{-1}\cdot\text{m}^{-2}$	99.5 %



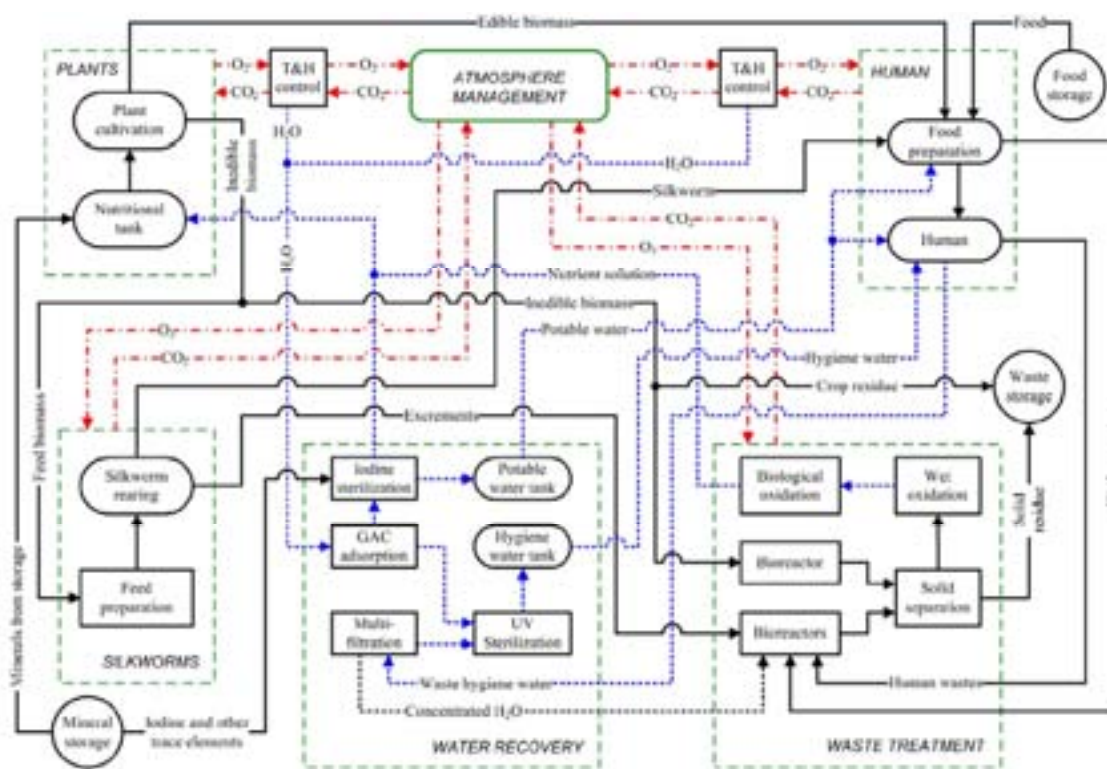
Obrázek 18. Schéma principu filtrace vody v recyklačním systému provozovaném na stanici Concordia, popis filtrů a fotografie filtračního systému (ESA, 2006).

V odlišném přístupu k tvorbě umělé podpory života spočívají systémy bioregenerativní polouzavřené nebo optimálně uzavřené tzv. *Biological Life Support System (BLSS)*. BLSS je v podstatě ekologický systém biotechnického charakteru, zahrnující člověka, živočichy, rostliny a mikroorganismy integrované v systému fyzicko-chemických procesů a technického zařízení (Obrázek 20).

Bioregenerativní systémy mohou být významně méně náročné na přísun spotřebních látek z vnějšku systému než systémy postavené čistě na chemické výměně látek a chemických procesech. Tyto systémy jsou však zpravidla náročnější na prostor (Eckart, 1996, str. 264). Cílem bioregenerativní podpory života je simulace prostředí a správa atmosféry, odpadu a přísun potravin na obdobném principu tak jak je tomu probíhá na Zemi (Obrázek 13). Hlavní součástí takového systému jsou rostliny a mikroorganismy, které zajišťují regeneraci atmosféry, produkci potravin a správu biologického odpadu. K návrhu takového systému je však třeba dobře znát metabolismus rostlin a vybrat tak do systému podpory typy rostlin nejefektivnější vzhledem k požadavkům na prostor (Obrázek 19).



Obrázek 19. Schéma metabolismu rostliny. Spotřeba látek a produkty za den (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, str. 13).

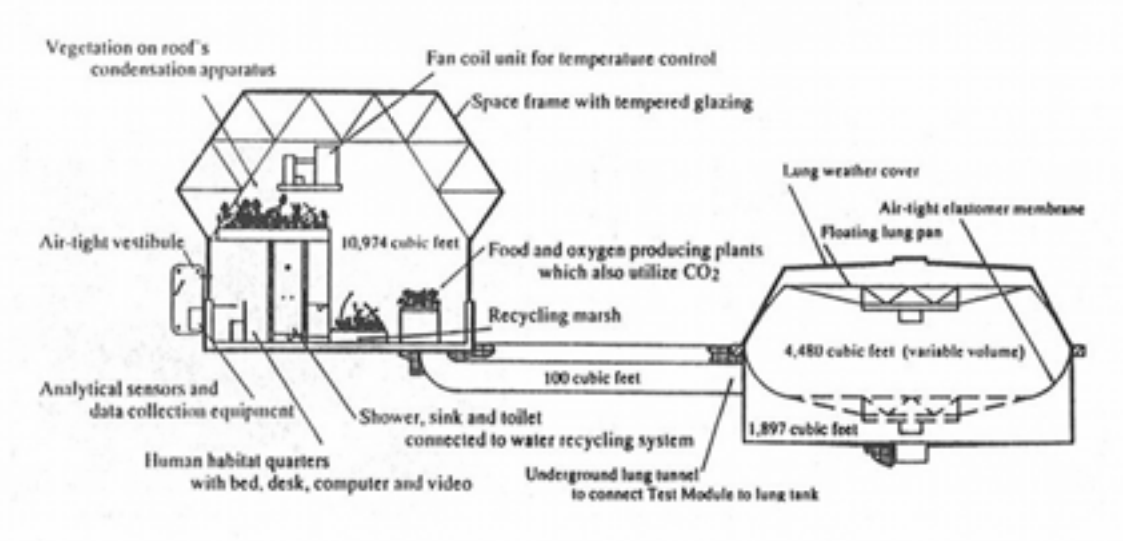


Obrázek 20. Schéma bioregenerativní podpory života s rostlinami a larvami bource morušového (Hu, Bartsev, & Liu, 2010, str. 932).

Uzavřené bioregenerativní systémy jsou v současnosti testovány v obyvatelném prostředí na Zemi. Jedním z nejvýznamnějších testovacích zařízení je Biosféra II, jejímž cílem je simulovat přírodní cyklus v kompletně uzavřeném prostoru habitatu velkých rozměrů. Tato konstrukce je postavena na ploše 12 700 m² o celkovém objemu okolo 200 000 m³ a její hlavní význam

spočívá v simulaci prostředí určeného pro pobyt člověka na planetě Mars (Nelson, Allen, & Dempster, 1992).

Celý projekt byl vybudován z iniciativy soukromé organizace „Space Biosphere Ventures“ v roce 1992 u sídla společnosti Oracle v Arizoně, USA. Tento simulátor byl navržen s cílem kompletního uzavření na dobu dvou let k simulaci komplexní umělé bioregenerativní podpory života. Interiér simulátoru je rozčleněn do sedmi biotopů: deštný prales, savana, poušť, mokřina, vodní plocha, plocha pro intenzivní zemědělství a lidské obydlí pro dva obyvatele. Simulátor je vybaven biologickými reaktory pro biologickou recyklaci atmosféry, biologickým systémem zpracování odpadu aj. Celý komplex je pečlivě monitorován v reálném čase a obdržaná data následně analyzována (Nelson, Allen, & Dempster, 1992).



Obrázek 21. Biosphere II "Lung section" (plíce habitatu) - příčný řez (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, str. 151).



Obrázek 22. Podélný řez Biosphere II (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, str. 213).

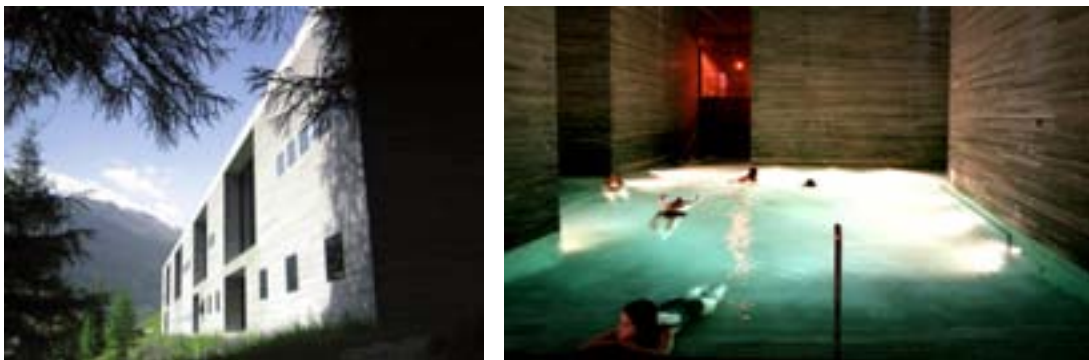


Obrázek 23. Letecká fotografie Biosphere II v Arizoně - Uzavřený habitat enormních rozměrů byl vybudován pro autonomní simulaci přírodních procesů, tak jak probíhají v globálních rozměrech na Zemi (výzkumné centrum pro osídlení nehostinného prostředí na Marsu), (McFadden, 2009).

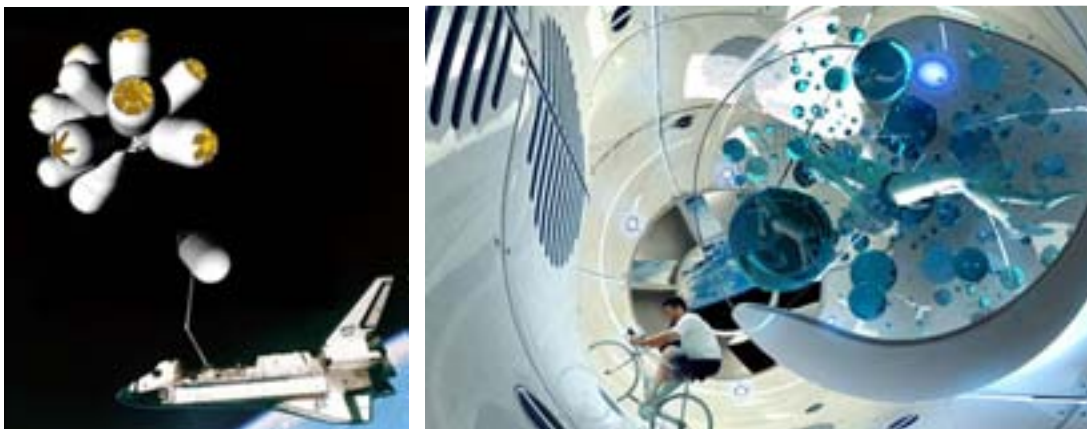
2.4. Gravitace

Hlavním organizačním principem v architektuře je vědomí základních směrů, které dávají prostoru určitou strukturu. To co primárně určuje uspořádání nosné konstrukce a co nám nepřijde na mysl při návrhu architektonického objektu je, že absolutní moc nad architektonickým návrhem má zemská gravitace, jedna z mnoha fyzikálních vlastností prostředí. Gravitace je hlavním činitelem uspořádání prostoru a pojmenování horizontálních a vertikálních konstrukcí. Zemskou gravitaci lze považovat za jakýsi standard. Jestliže se od něho odchýlíme, automaticky se nacházíme v extrémním prostředí (Hall, 1995, str. 182).

Architektura s gravitací v mnoha směrech „bojuje“, ale též ji využívá. Pozemské tíhové zrychlení je hlavní činitel v architektonickém návrhu a architekt pozemskou gravitaci vnímá převážně intuitivně (Obrázek 24).



Obrázek 24. Lázně od Petera Zumthora - Vertikály a horizontály v architektuře či vztyčená, vertikální poloha člověka a jeho převažující horizontální pohyb po zemi nám zřetelně ukazují směr gravitační síly. Horizontální hladina vody na Zemi je další jev poukazující na směr gravitace (Pilkington, 2009).



Obrázek 25. Vesmírný hotel Galactic Suite (v provozu od roku 2012). Kompozice modulů na orbitě (vlevo), modul s lázněmi (vpravo). Prostory a hmoty, které nejsou ovlivněny gravitací, ale silami vnitřního tlaku či povrchového napětí jsou zpravidla sférické. U vody převažuje povrchové napětí, a tudíž nevytváří rovnou hladinu jako na Zemi (GalacticSuite, 2007), (GalacticSuite, 2006).

Architektura v odlišném než pozemském (1G) prostředí se bude významným způsobem lišit ať už z hlediska prostorového uspořádání nebo skladby konstrukce vyplývající hlavně z náplně lidských činností (Obrázek 25).

Pro snazší představu odlišností různých zrychlení se používá označení G, která vyjadřuje tíhové zrychlení $g=9.81 \text{ m/s}^2$ Země (Eckart, 1996, str. 57). Gravitační síla země je konstantní v jednom místě ovšem se zeměpisnou šířkou, délkou a nadmořskou výškou se mění. Řada fyzikálních i biologických procesů (a také život a zdraví člověka) na Zemi je na zemské gravitaci zcela závislá. Člověk není vybaven fyziologickou schopností rychlost či zrychlení zjistit, avšak změnu rychlosti nebo zrychlení a stejně tak směr je člověk schopen zaznamenat (Obrázek 30), (Stine, 1997, str. 66).

Odolnost člověka vůči zrychlení vyššímu jak 1G je zkoušena ve speciálních simulátorech (centrifugách). Dva hlavní parametry jsou důležité při expozici člověka vysokým hodnotám změny zrychlení, a to velikost změny zrychlení v řádech G a směr účinku zrychlení ve vztahu k poloze lidského těla (Obrázek 30). Pokud tedy na Zemi hovoříme o jednom G neboli pozemské gravitaci, v centrifuze či při letu do vesmíru člověk může být exponován hodnotám až 9 G, které nazýváme stavem hypergravitace, až do okamžiku, kdy je změna akcelerace dokončena. V případě kosmických letů se člověk svým dopravním prostředkem či habitatem pohybuje konstantní rychlostí např. 7 km/s na nízké orbitě Země, kde se nachází ve volném pádu k Zemi a tudíž se nachází ve stavu beztíže neboli v prostředí mikrogravitace. Jeho umístění je charakterizováno parametry orbitální pozice na Zemské orbitě.

Mikrogravitace neboli stav beztíže

Prostředí mikrogravitace je člověkem vnímáno jako stav beztíže (Obrázek 25, Obrázek 26). Toto prostředí lze na Zemi z části simulovat ve speciálních podvodních laboratořích nebo v tzv. Pádových věžích po dobu několika sekund. Prostředí mikrogravitace existuje pouze při tzv. volném pádu, tj. v případě, že se soustava pohybuje k nebeskému tělesu rychlostí gravitačního zrychlení daného nebeským tělesem. Orbitální habitat pohybující se ve výšce 350 km nad zemským povrchem je tak ve volném pádu k Zemi, ovšem jeho trajektorie je kruhová či elipsovitá, a tudíž nespadne přímo na Zemi, ale pouze se k ní pomalu přibližuje. Každý habitat nebo kosmická loď, která je na orbitě Země, (nebo jiného nebeského tělesa) tak musí čas od času použít své raketové motory, aby se udržela v požadované výšce (na požadované orbitě).



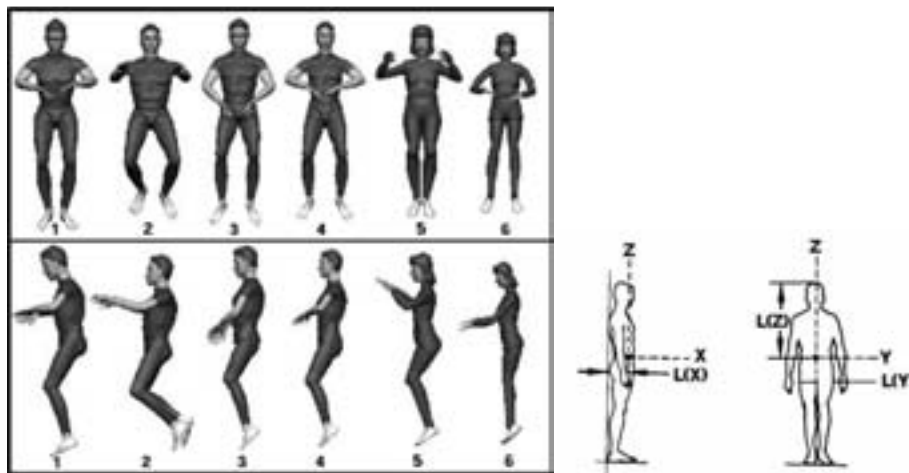
Obrázek 26. Interiér habitatu s mikrogravitací dle návrhu Hermana Potočnicka z přelomu 19. a 20. století - Na obrázku vidíme jednu osobu přichycenou pásky ke stolu tak, aby mohla stůl použít obvyklým způsobem. Druhá osoba "proplouvá" kruhovými dveřmi. Celý interiér je polstrován (Noordnung, 1995, str. 81).

Mikrogravitace je velmi speciální stav, na který se lidské tělo relativně rychle adaptuje. Dlouhodobý pobyt ve stavu beztíže může mít ovšem negativní důsledky na lidský organismus s ohledem na návrat do prostředí, kde působí gravitace. Mnohem méně je prozkoumán pozitivní vliv stavu beztíže na lidský organismus. Při pobytu ve stavu beztíže může člověk na svém těle registrovat řadu změn z hlediska fyziologie, pohybu, ale i vnímání prostoru:

- Pozice člověka, který setrvává v klidu a bez námahy v prostředí mikrogravitace se nazývá „neutrální“ a u každého člověka se mírně liší (Obrázek 27).
- Změna pohybu tekutin v těle a celkový přesun těžiště člověka směrem k hlavě způsobuje větší přísun kyslíku do mozku (a tudíž i zvýšenou mozkovou aktivitu). Horní

část těla se mírně „nafoukne“, v důsledku změn v krevním oběhu, a dochází k odkrvení nohou. Tento stav nastává okamžitě po několikaminutovém letu na orbit a je obvykle doprovázen nauzeou.

- Změna pohybu vlivem absence gravitace kdy člověk k pohybu a polohování těla používá převážně ruce, vyžaduje nutnost madel k delší stabilizaci těla. S pohybem ve stavu beztíže je spojena nevolnost typu mořské nemoci (*Space Motion Sickness (SMS)*).
- Lidské tělo má sníženou imunitu a ortostatickou intoleranci při návratu na Zem.
- Při delším pobytu ve stavu beztíže dochází k atrofii svalů a odvápnování kostí, kterému však lze předcházet tréninkem (Duerk, 2004, str. 20).



Obrázek 27. Neutrální pozice těla ve stavu beztíže. Porovnání pozic šesti astronautů (vlevo) a souřadný systém člověka (vpravo) (Mount, 2003, str. 7).

Formování obyvatelného prostoru v prostředí mikrogravitace na základě fyzikálního uspořádání je velmi odlišné od prostředí s působící gravitací. Na Zemi umožňuje gravitace 3 typy pohybu: horizontální, nahoru a dolů – z čehož vyplývají 3 základní stavební elementy architektury: zdi, strop a podlaha. Zdi, které omezují horizontální pohyb různých směrů, nejsou nijak vzájemně odlišné, jako je podlaha a strop, jsou to prostě zdi východní, západní, severní, jižní - jsou zaměnitelné. Šest směrů na třech osách jsou přirozeně a snadno rozpoznatelné, nahoru – dolů (výška), zleva-doprava (šířka), a zezadu dopředu (hloubka). V pozemské architektuře je vertikální směr pohybu spoután gravitací, pohyb po ostatních osách horizontálních není nijak omezen. Anizotropní charakter takového prostoru je určen snahou pohybu jakýmkoliv směrem.

Bez gravitace ztrácí elementy jako podlaha zeď a strop svůj původní význam. Směr a působení gravitační síly má tudíž pro životní prostředí velmi důležitý, prostorově

organizační význam. Fakt, že vztah člověka ke gravitaci není vrozený, ale je naučen v raném dětství, nám alespoň trochu dovoluje posunout představu o člověku jako pozemšťanu dál k člověku jako živému organismu nezávislému na své planetě (Hall, 1995, str. 184).

V běžném prostředí gravitace s nohama dole a hlavou nahoře existují tedy celkem 4 základní body orientace. V prostředí mikrogravitace, bez silného vztahu nahoře-dole, je 24 způsobů natočení pro každou ze šesti orientací tělesné osy. Není divu, že se v takovém prostředí těžko orientuje. Hlavním důvodem je změna pohybu po vertikální ose. Z těchto poznatků vyplývá nutnost silné vertikální reference při návrhu architektury, pomocí níž by se člověk orientoval (Clément & Bukley, 2007, str. 124).

Velmi speciálním příkladem zcela nového pobytového prostoru člověka v 21. století je prostředí uvnitř suborbitálních letounů (Obrázek 28), které svou trajektorií dosahují mimo atmosféru Země, „na hranici“ Zemské přitažlivosti, a spojují tak prostředí vesmíru a povrchu Země. Suborbitální lety budou v blízké budoucnosti (Virgin Galactic vynese první turisty do vesmíru v roce 2011) poskytovány primárně pro veřejnost jako turistická atrakce (z bodu A do bodu A). Důležitějším cílem suborbitálních letounů jsou ovšem transkontinentální lety (z bodu A do bodu B), které by umožnily transport např. z Evropy do Ameriky do dvou hodin. Vzdálenější budoucnost těchto letounů spočívá v letech do vesmíru, a to nejprve na nízkou orbitu Země, čímž zpřístupní již plánované orbitální hotely.



Obrázek 28. SpaceShip2 - Suborbitální letoun poskytující svým pasažérům okolo tří minut stavu beztíže (VirginGalactic, 2009).

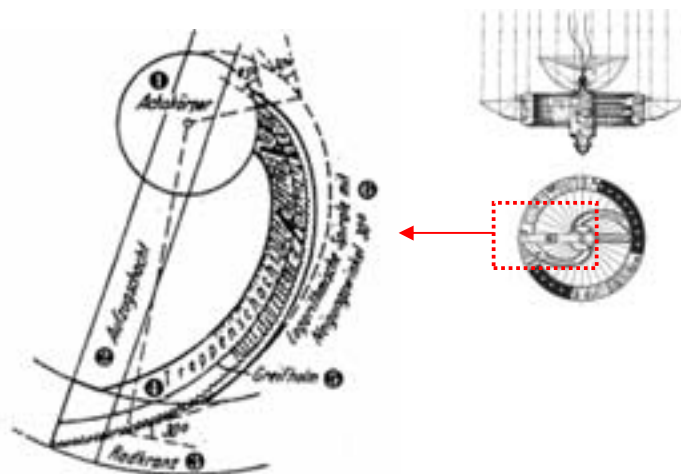
Uvnitř letounu se nejedná o prostor obytný ani o prostor klasického dopravního letounu, ale o prostor, kde člověk zažije první krátkodobou zkušenost s volným pohybem ve stavu beztíže. Tento prostor musí umožnit pohodlný a bezpečný pohyb ve stavu beztíže a stejně tak komfortní posezení a neustálý výhled z letounu v podmínkách pozemské gravitace. Prostředí suborbitálního letu se vyznačuje velmi rychlými změnami fundamentálních vlastností prostředí, jako jsou změna gravitačního zrychlení, změna směru působení gravitace, změna stupně radiace, ale také přítomnost extrémních vibrací a hluku. Takovéto

prostředí stejně jako architektura na Zemi vyžaduje splnění podmínek na bezpečnost a současně komfort a funkčnost. Ve srovnání s pozemskou architekturou zde ovšem nezahrnujeme do návrhu pouze gravitaci pozemskou, ale též až šestinásobek pozemské gravitace a současně gravitaci téměř nulovou, kterou pasažér bude vnímat v okamžiku průletu vrcholem paraboly suborbitálního letu např. ve výšce 80 až 150 km nad Zemí.

Prostor suborbitálního letounu je z pohledu gravitace jakýmsi mostem mezi terestriální a extraterestriální architekturou a to nejen co do polohy, ale i stupně obyvatelnosti a rychlými změnami okolního i vnitřního prostředí, v němž se člověk v průběhu letu nachází.

Umělá Gravitace

Umělou gravitaci lze teoreticky generovat lineární akcelerací, odstředivou silou, elektromagnetickým polem či „hmotou“. Jediný v současné době dostupný způsob je však pouze generování odstředivou silou, a ačkoliv se tento způsob může zdát velmi jednoduchý, nebyl zatím v architektuře (na Zemi či ve vesmíru) aplikován kromě konstrukcí výzkumných a tréninkových simulátorů. Jeho využití je v architektuře spojeno s generováním umělého gravitačního pole habitatů na orbitě Země (Obrázek 29, Obrázek 84). Existující koncepty rotujících habitatů se však na orbit nikdy nedostaly, a to hlavně kvůli většímu zájmu o prostředí mikrogravitace, jež na Zemi nelze simulovat (Clément & Bukley, 2007, stránky 35-38).

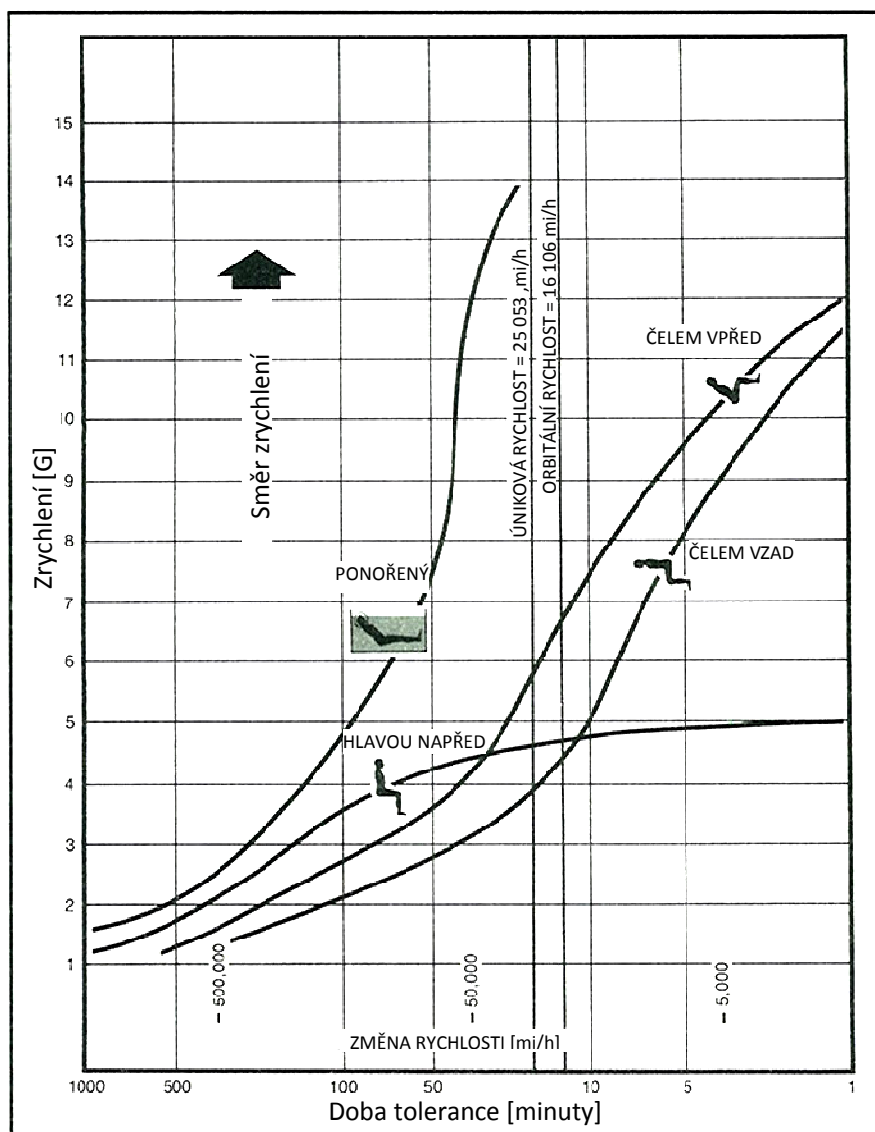


Obrázek 29. Schodišťové rameno rotujícího orbitálního habitatu (viz Obrázek 84) Hermana Potočnicka z r. 1929 spojící části habitatu s umělou gravitací a s mikrogravitací (Noordnung, 1995, str. 107).

Hypergravitace

Ve srovnání s prostředím mikrogravitace je hypergravitační prostředí více nebezpečné (Obrázek 30). Člověk může být tomuto prostředí po delší dobu vystaven v leteckých či

kosmických dopravních prostředcích (Obrázek 32). Pozemská architektura zpravidla nemá praktický důvod toto prostředí studovat, ale již zmíněná oblast suborbitálních letounů tento typ prostředí přináší do života kosmického turisty, resp. do pobytového prostoru letounu, jehož interiér bude muset splňovat bezpečnostní antropometrické požadavky reagující na „rekreační aktivity“ v okamžiku hypergravitace. Směr zrychlení a jeho velikost jsou hlavními činiteli návrhu takového prostředí.



Obrázek 30. Tolerance člověka ke stupni zrychlení (G) zobrazená jako funkce zrychlení, směru a času vzhledem k různé poloze lidského těla (Stine, 1997, str. 68).

Člověk je pro takovýto let trénován v pozemských podmínkách (1G), na které je přirozeně adaptován. Lidské tělo je však uzpůsobeno schopnostmi adaptace na různé podmínky gravitace, jak již potvrdil výzkum na Mezinárodní kosmické stanici. K tréninku pro vyšší než

pozemské gravitační zrychlení slouží především centrifugy (Obrázek 31), kde je možné člověka vystavit velmi vysokým hodnotám G a také rychlým změnám ve zrychlení. Experimentálně bylo zjištěno, že odolnost člověka vůči hypergravitaci velmi závisí na době, směru a úhlu změny akcelerace ve vztahu k poloze těla (Obrázek 30). Největší odolnost vůči hypergravitaci má lidské tělo ve směru zepředu dozadu resp. kolmo na rovinu protínající srdce a mozek. Tento fakt souvisí s potenciálním odkrvením nebo překrvením mozku v případě účinku vektoru změny zrychlení pod odlišným úhlem. Důsledkem odkrvení nebo překrvení mozku je tzv. zatmění před očima a následné upadnutí do bezvědomí.



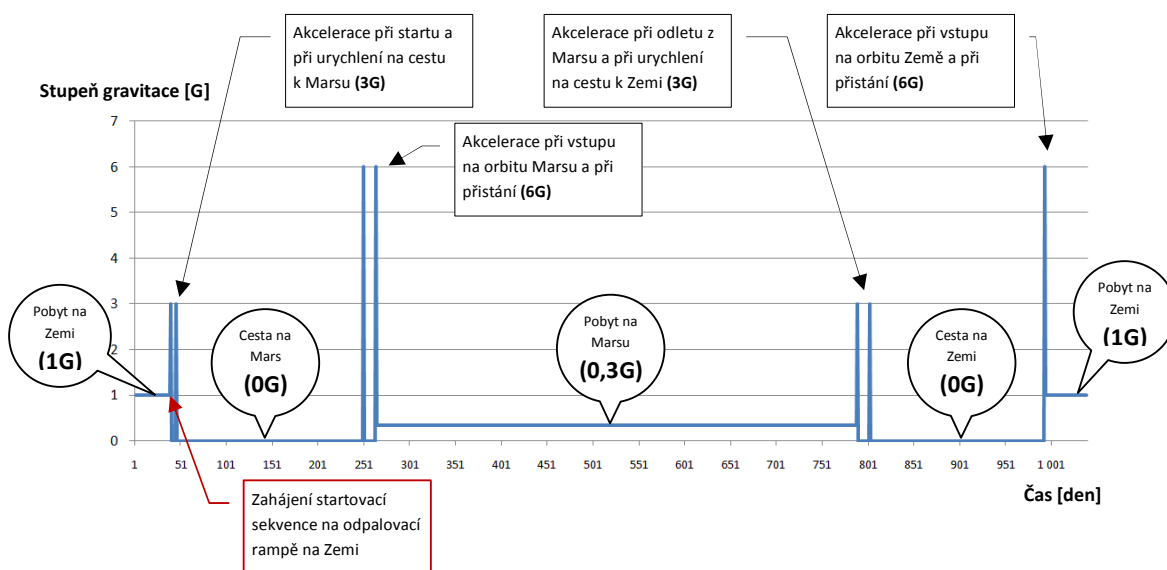
Obrázek 31. Největší centrifuga na světě v Moskevském Hvězdném městečku je schopna simulovat ve volitelných směrech zrychlení přes 30 G.

Gravitace na jiném nebeském tělese

Hovoříme-li o gravitaci na jiném nebeském tělese, zpravidla se zaměřujeme na dvě tělesa, která mají nejbližší vztah k člověku a jeho rodné Zemi. Jedná se o Měsíc (jediný přirozený satelit Země) a planetu Mars (Tabulka 7).

Prostředí těchto nebeských těles se kromě gravitace liší v mnoha dalších ohledech, jako jsou například extrémní teploty, hustota a složení atmosféry, která je nedýchatelná, a intenzita nebezpečné radiace (atmosféra a magnetické pole těchto těles neposkytuje dostatečnou ochranu). Velikost gravitačního zrychlení je však jedním ze zásadních faktorů ovlivňujících případný pobyt člověka a stavbu konstrukcí na těchto tělesech. Není to ale pouze samotný pobyt na jiných nebeských tělesech, který dá člověku zakusit odlišnou gravitaci, ale též cesta na jejich povrch ze Země.

V průběhu několika denního letu na Měsíc, či několika měsíčního letu na Mars, je člověk vystaven velmi různým hodnotám G, které se u letů na obě tělesa liší co do doby expozice, ovšem jsou velmi podobné vzhledem k letovému profilu (viz Obrázek 32).



Obrázek 32. Průběh zatížení člověka gravitačním zrychlením při téměř tříleté misi na Mars (Cermack, 2010).

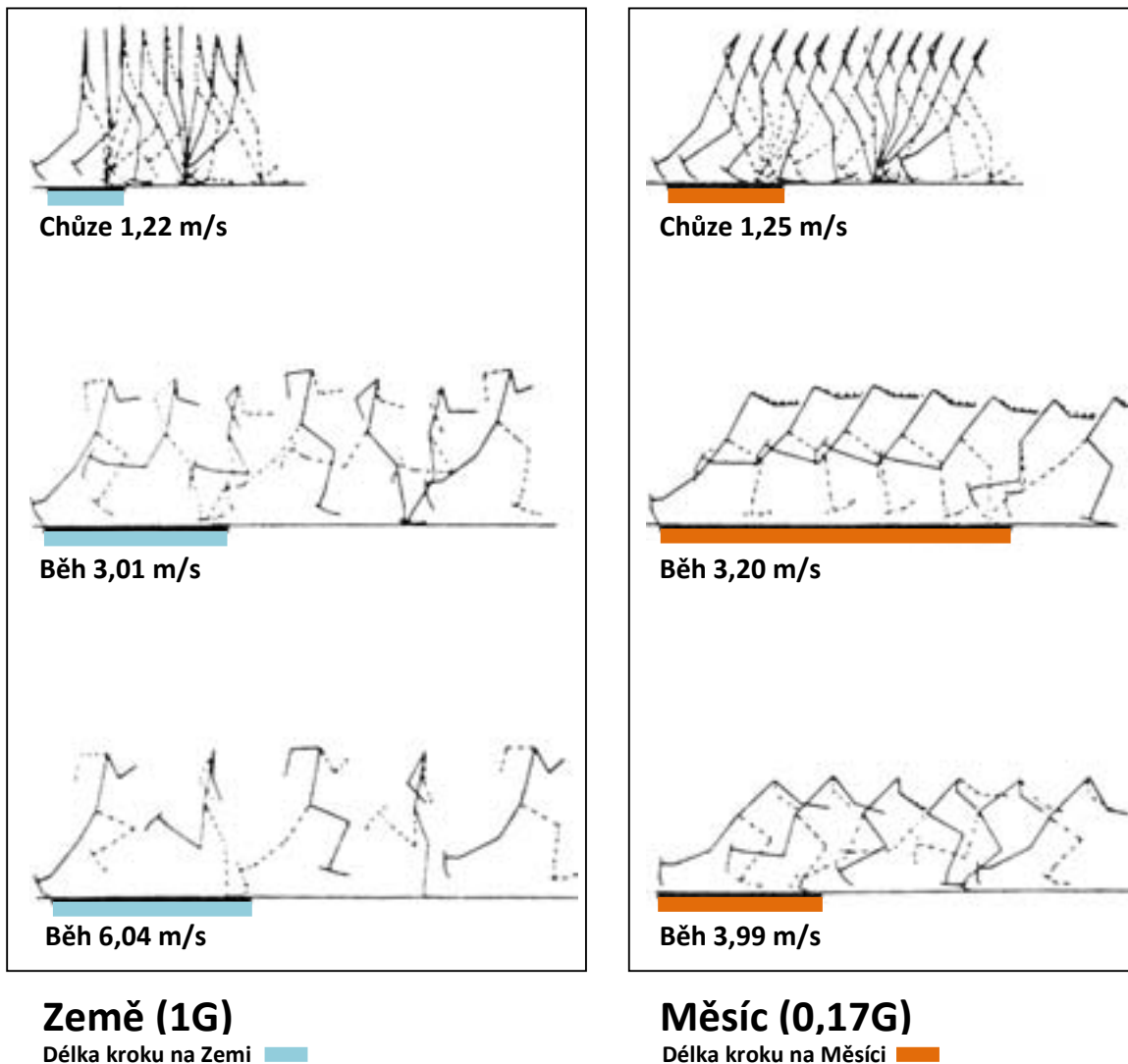
Tabulka 7. Průměrné hodnoty gravitačního zrychlení na nebeských tělesech (Eckart, 1996, str. 57).

Nebeské těleso	Gravitační zrychlení [m/s ²]	Hodnota G
Země	9,81	1,00
Měsíc	1,62	0,17
Mars	3,72	0,38

Účinek gravitace na procesy na Zemi je rozsáhlý a zásadní. Lze tedy předpokládat, že pobyt v prostředí odlišném než 1G bude vyžadovat velmi komplexní přístup k návrhu lidského habitatu. Návrh v odlišném gravitačním prostředí lze rozdělit do několika okruhů: požadavky konstrukce, subsystémů a technické infrastruktury, ale hlavně aktivity a potřeby člověka v takovémto prostředí. Pohyb člověka na Měsíci se vlivem nižší gravitace od pohybu na Zemi významně liší, a tudíž i aktivity spojené s jeho pohybem budou vyžadovat odlišný prostor a architektonické rozhraní, tj. například vyšší stropy, stupně schodů aj. (SICSA, 1989, str. 9).

Postavení lidského těla se v měsíčním prostředí významně liší. V prostředí s nižší gravitací má člověk tendenci k náklonu vpřed (Obrázek 33). S nižší gravitací člověk též vnímá menší přenos třecí síly mezi chodidlem a povrchem. Člověk ovšem musí vynaložit stejnou sílu k zahájení pohybu jako v prostředí pozemském a tudíž jsou pro pohyb v takovém prostředí

velmi doporučeny povrchy s velkou přilnavostí (pevný hrubý povrch) a vybavení prostoru madly a zábradlími usnadňujícími zahájení a ukončení pohybu (SICSA, 1989, str. 12).



Obrázek 33. Náklon těla v prostředí 1G na Zemi (vlevo) a v prostředí 0,17G na Měsíci (vpravo) s vyznačenou délkou kroku (SICSA, 1989, str. 10).

Dlouhodobý pobyt v prostředí snížené gravitace nebyl dosud prozkoumán tak jako pobyt ve stavu beztlíže. Obecně se předpokládá, že toto prostředí bude mít méně negativní účinky na člověka ve srovnání s prostředím mikrogravitace (vzhledem k dlouhodobému pobytu), ovšem obdobně jako v prostředí mikrogravitace, budou astronautům doporučena pravidelná cvičení, aby se při návratu na Zemi rychleji adaptovali na prostředí 1G.

2.5. Radiace

Prostředí na zemském povrchu je chráněno proti nebezpečnému ionizujícímu záření atmosférou a magnetickým polem. V prostoru nechráněném pozemskou atmosférou je však člověk vystaven elektromagnetickému záření ionizujícímu (2.) i neionizujícímu (1.). Většina záření působícího na člověka při každodenních aktivitách na Zemi je neionizující, toto záření tedy není okamžitě smrtelné. Škodlivost a prospěšnost neionizujícího či ionizujícího záření je známa a liší se zpravidla v závislosti na délce expozice, vzdálenosti od zdroje a síle záření (typu a modulaci).

Průvodním jevem průchodu jakéhokoliv záření látkou je uvolnění tepla na úrovni kinetické energie atomů látky. U nízkých dávek záření je však změna teploty stěží rozpoznatelná. Dalším průvodním jevem ozařování je elektrické nabíjení, které je však závislé jednak na materiálu a jednak na typu záření (Ulmann, 2010).

1. Mezi neionizující záření spadá (seřazeno dle vlnové délky od nejdelší, tj. nejnižší frekvence): radiové vlny, mikrovlny, infračervené záření, viditelné světlo (které má odlišnou vlnovou délku v závislosti na barvě) a část spektra ultrafialového záření. Tato záření nejsou považována za smrtelná. Záření prochází skrze tělo, nemá však dostatek energie k tomu, aby při průchodu způsobilo okamžité poškození lidské tkáně. Záření ovšem mohou být škodlivá, pokud na člověka působí nepřiměřeně dlouho nebo v případech, že se jedná o záření ze silného zdroje (OSHA, 2010).

a. V rozsahu od 1 Hz do 300 Hz se jedná o velmi nízkofrekvenční záření, jimiž slabými zdroji jsou v běžném životě zpravidla elektrické rozvody a běžné elektrické vybavení. Silnými zdroji nízkofrekvenčního záření mohou být indukční vařiče nebo vysoko napěťové rozvody. Lidé pohybující se v prostředí se silnějším zářením by neměli být vystaveni více jak 10 mW/cm^2 (OSHA, 2010).

b. Rádiové vlny a mikrovlnné záření se pohybují v rozmezí od 3000 cyklů za sekundu, tj. 3 kHz až 300 MHz a 300 MHz až 300 GHz. Zdroji těchto typů záření jsou běžná rádia, mobilní telefony, vybavení pro přípravu potravy, svářečky, vytápění, radarové a jiné komunikační vysílače, mikrovlnné sušičky a zařízení k mikrovlnnému pájení, tavení a pečení.

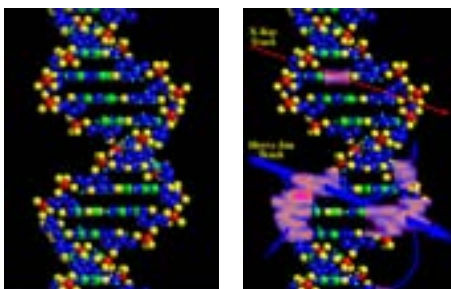
Za zdravotní problémy způsobené předávkováním tímto zářením je považován zvýšený výskyt karcinogenních chorob, chorob pohlavních orgánů a neurologických problémů (OSHA, 2010).



Obrázek 34. Schéma elektromagnetického spektra a aplikací jednotlivých vlnových délek (SURA, 2005).

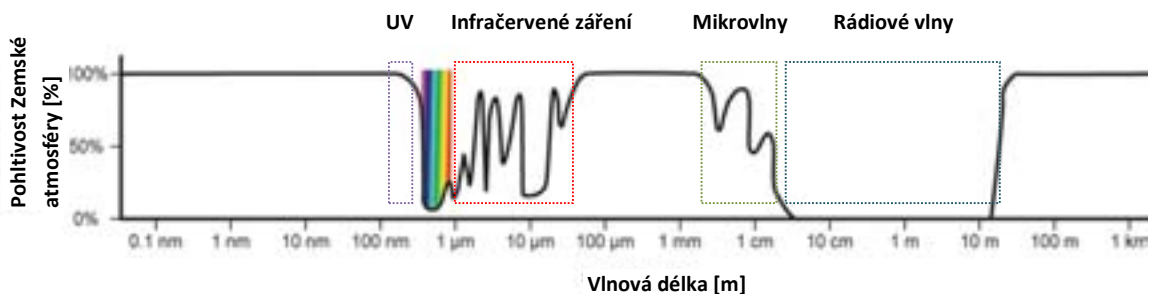
- c. Infračervené záření člověk vnímá jako teplo. Přílišná expozice způsobuje poškození tkáně a popáleniny.
 - d. Viditelné světlo může mít jak pozitivní tak negativní účinky na psychickou i somatickou stránku člověka a jeho celkovou výkonnost. Negativní účinky viditelného spektra jsou známy. Nadměrná expozice může poškodit oči a kůži.
 - e. Ultrafialové záření (světlo, radiace) je součástí radiace emitované Sluncem. Na Zemi dopadá jen zlomek tohoto záření, ten však přesto může v případě delší expozice lidskou tkáň poškodit. Existují též umělé zdroje UV záření jako UV lasery, svářecí zařízení či „černé světlo“, které jsou užívány ve výzkumu, lékařství a kriminalistice (OSHA, 2010).
2. Ionizující záření je radiace, která má dostatek energie k oddělení elektronu z elektricky neutrálních atomů a která za sebou zanechává nabitě atomy a částice. Každý atom potřebuje odlišnou energii k oddělení elektronu v závislosti na svém atomovém čísle.

Existují čtyři typy ionizujícího záření: Alfa částice (jádra helia), beta částice (elektrony), neutrony, a paprsky gama². Tyto typy záření způsobují poškození lidské tkáně, resp. DNA (Obrázek 35), nebo citlivého vybavení v okamžiku dopadu a průchodu látkou, materiálem, a navíc uvolňuje skrze interakci s překážkou sekundární gama záření. Chování radiace plně závisí na materiálovém složení, kdy atomy s větším atomovým číslem odolávají vyšším radiacím a k jejichž ionizaci je tedy zapotřebí větší energie.



Obrázek 35. Lidská DNA (vlevo) a lidská DNA po prostupu ionizujícího záření (Canright, 2004).

Existují tři hlavní zdroje ionizujícího záření: Slunce resp. sluneční erupce (*Solar Partice Events (SPE)*), záření kosmického pozadí (*Galactic Cosmic Rays (GCR)*) a Van Allenovy prstence (Magnetické pole Země), (Duerk, 2004, str. 16). Pozemská atmosféra je, naštěstí pro člověka, schopna toto nebezpečné záření částečně pohlcovat, a jeho velká většina tudíž na Zemský povrch vůbec nedopadne (Obrázek 36).



Obrázek 36. Stupeň pohltivosti záření Zemské atmosféry v závislosti na vlnové délce (Tichý, 2009).

² Papyrsky gama jsou elektromagnetické vlny s velmi vysokou frekvencí, Rentgenové záření je identické s gama liší se pouze původem vzniku.

Způsoby stínění jak neionizujícího tak ionizujícího záření nám známy jsou a jsou založeny na znalostech mechanismů interakce záření s hmotou, díky níž dochází alespoň k částečné absorpci radiace. V závislosti na vlnové délce a síle radiace jsou pro z hlediska pohltivosti efektivní různé materiály či skladby materiálů na základě jejich fyzikálních vlastností. Záření tedy může hmotou proniknout zcela, zčásti nebo jí může být zcela pohlceno.

Pohltivost stínícího materiálu závisí na hustotě, tloušťce materiálu, protonovém čísle (elektronové hustotě) prvků, z nichž je materiál komponován, a síle radiace. Pohltivost materiálů se charakterizuje tzv. polotloušťkou absorpce, což je taková vrstva materiálu, která je schopná snížit sílu radiace na polovinu. Dvě polotloušťky snižují intenzitu radiace na jednu čtvrtinu, tři polotloušťky na jednu osminu atd. Stínící schopnost materiálu tak roste exponenciálně (Tabulka 8).

Tabulka 8. Polotloušťka vybraných materiálů v mm pro záření Gama (Ulmann, 2010).

E [keV]	Voda [mm]	Beton [mm]	Železo [mm]	Olovo [mm]
200	51	21	6,6	1,4
500	78	30	11,1	4,2
1000	102	45	15,6	9
2000	144	59	21	13,5
5000	231	99	28,8	14,7

Z výše uvedených hodnot je zřejmé, že proti ionizujícímu záření gama je nevhodnější použít štít z olova. Tento materiál ovšem není možné mnohdy použít pro jeho vysokou hmotnost a také finanční náročnost. Materiál jako tvrzený polyetylen je vynikajícím materiálem pro stínění ionizujícího záření díky svému vysokému obsahu vodíku. Jeho nízká hmotnost a vysoká pevnost (využití jako pancíř na vojenských helikoptérách) předurčují tento materiál k aplikaci v kosmickém průmyslu. V tradiční pozemské architektuře se však nejčastěji užívá Barytových omítek nebo cihel, které jsou mnohem dostupnější z finančního i logistického hlediska. Příměs prvku Baria, které má vysoké protonové číslo, tak zajišťuje dostatečnou ochranu proti nebezpečné ionizující radiaci ze zdrojů na Zemi.

Tabulka 9. Tabulka materiálů užívaných ke stínění ionizující radiace (Tolyarenko, 2009).

Materiál	Aluminium	Olovo	H ₂ O	Polyetylén	Graphite-Epoxy	Akryláty
Hustota [kg/m ³]	2,77	11,3	1,00	0,96	1,58	1,17
Specifická efektivita	1,000	4,485	0,758	0,693	0,900	0,971

3. Obyvatelné prostory v extrémním prostředí

Člověk obývá taková prostředí, která mají pro jeho pobyt vhodné klima, nebo taková, z nichž má nějaký užitek. Do extrémního prostředí se člověk vydává jednak ze zvědavosti poznávat oblasti, jež zpravidla neobývá, ale také proto, aby rozšířil poznání o sobě. Fyziologické a patologické reakce člověka na extrémní prostředí významně rozšiřují poznání o lidském těle a přinášejí poznatky, jež je možné používat například k léčbě v prostředí běžném (Grocott, 2008).

Jedním z důvodů obývání oblastí s extrémním prostředím je těžba surovin. Příkladem jsou těžební plošiny na mořské hladině, které se soustřeďují na těžbu ropy a plynu. Tyto obrovské struktury mnohdy ukotvené uprostřed oceánu nebo moře fungují ve velmi riskantním prostředí.

Výzkum a věda přivedly člověka též pod vodní hladinu a do vesmíru. Obě tyto velmi extrémní člověkem obývané oblasti byly člověkem poprvé navštíveny z důvodů souvisejících se „studenou válkou“. Dnes jsou známé pobytové prostory pod vodou a ve vesmíru určeny hlavně výzkumu v oblasti biologie, chemie, fyziky atd. Jednadvacáté století ale přináší též úplně odlišné důvody k pobytu v extrémním prostředí. Jedná se o běžný turismus, který lidem umožňuje bezpečným způsobem zakusit extrémní prostředí za účelem zábavy či touhy po unikátní osobní zkušenosti.

Existují ovšem též nechtěné důvody k pobytu v extrémním prostředí. Za jednu z oblastí lze považovat nucený pobyt v lokalitách poškozených přírodní katastrofou. Jedná se obvykle o zdevastovaná prostředí s vysokou koncentrací obyvatel, která jsou zpravidla odříznuta od technické infrastruktury. Principiálně obdobnou oblastí jsou situace tragických nehod na vodních plošinách, jejichž důsledkem je potřeba evakuace plošiny. K tomu se využívá arch, neboli záchranných člunů, jež mají lidem poskytnout veškeré zázemí na neurčitou dobu. Nejkritičtější okamžikem je ovšem moment evakuace, kdy je archa vystřelena proti vodní hladině, a lidé jsou exponováni vysokému přetížení.

3.1. Obydlí v extrémním prostředí na Zemi

Tradiční architektura venkovského domu (farmy) je zcela autonomní v závislosti na lokálních zdrojích, zásobena potravinami ze zemědělské činnosti a dřevem (biomasou) jako zdrojem obnovitelné energie. S růstem měst a budováním moderní infrastruktury se tento koncept téměř vytratil. Většina budov je dnes zcela závislá na moderní umělé infrastruktuře (voda, plyn, elektřina, kanalizace).

Důraz na tepelnou izolaci budov, společně s pasivní izolací a užíváním obnovitelných zdrojů začíná v současnosti snižovat energetické nároky budov. Ačkoliv budovy s nulovou spotřebou energie stále nejsou ekonomicky výhodné ve srovnání s běžnými stavebními trendy, trh

s udržitelnou architekturou („Green architecture“) výrazně roste a poroste i v budoucnu (Eeckhout, 2005).

Díky oné závislosti na infrastruktuře a určitému standardu životních podmínek a klimatu, které jsou pro člověka příznivé, je možné architekturu obydlí, která jsou vzdálená od hustě osídlených oblastí v prostředí nehostinném (např. Antarktida), považovat za architekturu v extrémním prostředí. Tato architektura, aby dobře sloužila svému účelu, pak musí být alespoň z části autonomní. Architekturu v extrémním prostředí a specifické způsoby jejího navrhování můžeme také považovat za inspiraci a předvoj budoucí tradiční architektury v současnosti označované za samo-udržitelnou nebo ekologickou.

3.1.1. Architektura na poušti, v polárních a horských oblastech

Jedním z nepříznivých prostředí k běžnému pobytu člověka jsou pouštní oblasti v subtropických a polárních zeměpisných šířkách. Vzhledem k nízkým srážkám, nepříznivým teplotním či jiným přírodním vlivům jsou pro pobyt člověka nepříznivé. Dle průměrných teplot rozlišujeme horké a suché pouště, chladné pobřežní pouště a polární pouště.

Horké, suché pouště - Pouště s vysokými teplotami jsou typické vyprahlým písčitém, štěrkovitým nebo skalnatým terénem, který způsobuje velmi rychlý odvod či odpařování vody. V těchto lokalitách se obvykle nevyskytuje ani voda podpovrchová a nedochází zde tudíž ani k chemickému zvětrávání hornin. Největší pouští tohoto typu je poušť Sahara v Africe.



Obrázek 37. Taourirt Kasbah - Tradiční architektura v Saharské poušti v Maroku (VOX, 2009).

V takovémto prostředí architektura vytváří rozhraní mezi člověkem a extrémním prostředím tak, aby zmírnila nepříjemné vysoké venkovní teploty. Hlavní charakteristikou takové architektury bude hmota schopná akumulovat a mírnit tepelné výkyvy. Obydlí má mít tedy masivní stěny a stropy jejichž barva by měla být bílá, aby odrazila většinu viditelného spektra ve dne a byla schopna vyzářit nashromážděnou energii v noci. Z důvodů prašného prostředí vně objektu je vhodnější objekt koncipovat jako uzavřený s vnitřním dvorem či

atriem, vodní plochou a zelení uprostřed, což napomůže též vytvořit příznivější (chladnější) mikroklima (Obrázek 37).

Horké pouště jsou též využívány k vědeckému výzkumu při návrhu habitatů do extrémního prostředí. Mise Apollo americké vesmírné agentury NASA byly simulovány v tzv. analogickém prostředí v Arizonské poušti v geologicky mladém sopečném poli "Cinder Lake Crater Field" (1960-1970). Toto pole bylo dodatečně upraveno těžkou mechanizací výbušninami tak, aby napodobilo krátery posetý povrch Měsíce (Leveille, 2010, stránky 632,633), (Obrázek 38).



Obrázek 38. Simulace Apollo mise v tréninkovém sopečném poli "Cinder Lake Crater Field". V pozadí je na pojízdně plošině připevněn obytný model vrchní část lunárního modulu (habitat) Apollo (Leveille, 2010, str. 634).

Chladné pobřežní pouště - Tyto pouště se nacházejí na stejné zeměpisné šířce jako subtropické pouště horké, nicméně místní klima je chladnější vlivem studených pobřežních větrů (teploty od 4 do 30 stupňů Celsia). Nejsušší pouští na Zemi je poušť Atacama v Čile, kde byl v určitých lokalitách zjištěn nulový výskyt mikroorganismů. Tato poušť je tudíž velmi vhodným kandidátem na tvorbu habitatů pro simulaci extrémního prostředí či pro jiný vědecký výzkum (Obrázek 40, Obrázek 41).



Obrázek 39. Regionální architektura v poušti Atacama v Čile (PhotographersDirect, 2010).

Polární pouště (Arktida) - Sněhová pokrývka a dešťové srážky jsou charakteristické pro pouště chladné či polární. Grónsko, severní regiony Kanady a Ruska jsou typickými příklady Arktické polární pouště. Prostředí Arktidy je charakteristické nízkým úhlem dopadu slunečních paprsků na povrch. Nejteplejší měsíc má průměrné teploty pod 10°C a nejnižší teploty se pohybují okolo -30°C (Obrázek 43).



Obrázek 40. Astronomické teleskopy X-Shooter v poušti Atacama, na vrcholu Cerro Paranal (Patat, 2009).



Obrázek 41. Výzkumný komplex European Southern Observatory (ESO) v poušti Atacama je koncipován na principu kolosálního atriového domu. V pozadí je vidět vrchol Cerro Paranal s teleskopy X-Shooter (ESO, 2010).

Hlavními výzvami architektury v mrazivých prostředích jsou zajištění izolace interiéru, návrh konstrukce habitatu, volba způsobu vytápění a v prostředích bez technické infrastruktury i výroba elektrické energie. Z toho důvodu je vhodná tvarem „kompaktní“ architektura (optimální tvar je koule, polokoule) a snaha minimalizovat tepelné ztráty. Okenní otvory by měly být malé, zasklené pokud možno izolačním trojsklem a orientovány k rovníku tak, aby bylo umožněno částečné pasivní vytápění objektu. U objektů vytápěných a permanentně obývaných je vhodné využít silnějších konstrukcí a materiálů schopných tepelné akumulace zatímco občasně obývané konstrukce je vhodnější konstruovat z lehkých materiálů, které umožní rychlé vytopení interiéru. Velká pozornost by také měla být věnována vzduchotěsnosti celé konstrukce a to jak v interiéru (jednotlivé místnosti) tak exteriéru (plášť budovy), (Szokolay, 2004, str. 66).

Jedno z prvních nejseverněji založených a zdokumentovaných „permanentních“ obydlí je Barentsův dům z roku 1596. Výprava holandského kartografa Willema Barentse se chtěla pokusit o nalezení severního průplavu do Číny a tak vyrazila na výpravu se dvěma loděmi, které se u Špicberků rozdělily, aby provedly nezávislý průzkum. Barentsův habitat byl vybudován poté, co Barentsův koráb uvízl v ledových krách a posádka lodi tak byla nucena přezimovat v Arktidě. Námořníci museli přežít extrémně nízké teploty a tomu také svůj habitat uzpůsobili. Obydlí bylo zbudováno z naplaveného dřeva a dřeva z lodi a nemělo žádná okna pouze komín uprostřed místnosti a jedny dveře. Pozůstatky Barentsova domu se dochovaly dodnes (Vojíř, 2000).



Obrázek 42. Barentsův dům - vyobrazení domu z roku 1596 (Vojíř, 2000).

Archeologické nálezy jsou důkazem, že se lidé žijící za polárním kruhem extrémnímu prostředí přizpůsobili již v dávné minulosti. Drobná sídla v těchto oblastech existují dodnes, a to i díky životní filozofii tamních obyvatel, která zdůrazňuje harmonické soužití s okolním prostředím (Obrázek 43, Obrázek 44). V současné době se však za polární kruh kromě těžebních společností pátrajících po nerostných surovinách vypravuje s plány výzkumných habitatů také agentura NASA (Houghton Mars projekt - Obrázek 45).



Obrázek 43. Regionální architektura v Arktidě, vesnice Inuitů v Kanadě (Hubert, 2007).



Obrázek 44. Obydlí v Grónsku (Exploratorium, 2010).



Obrázek 45. Výzkumná základna agentury NASA a společnosti Mars Society na pokraji Haughtonského kráteru v Kanadě. Oblast slouží k simulaci misí na povrchu Marsu (Reiger, 2009).

Antarktida - Teplotní extrémy v Antarktidě dosahují v zimě okolo -80°C . Prvními obyvateli Antarktidy byli v 19. století vědečtí průzkumníci. Extrémně nehostinné prostředí a nedostupnost stavebního materiálu pro výstavbu permanentního obydlí (kámen a sníh byly nedostačující) donutila osadníky, aby si stavební materiál přivezli na lodích. V současné době zde existuje řada základen, které jsou využívány k národním strategickým a vědeckým účelům a všechny jsou zbudovány z materiálů a konstrukcí dovezených na Antarktidu loděmi.

Specifický problém této lokality, se kterým se architektura v počátcích potýkala, bylo tání sněhu a ledu, které způsobovalo vyplavení obydlí zbudovaných ze dřeva a kamene (Obrázek 46). Sněhové srážky též způsobovaly zasypávání objektů. Proto se v pozdější době přistoupilo ke stavbám na pilotech. V současné době se moderní základny stavějí na ocelových pilotech tak, aby jim vyplavení či zasypání nehrozilo, a aby je případně bylo možné i přemístit a zbavit tak navátého sněhu (Ward, 2010), (Obrázek 47-50).



Obrázek 46. Jedna z prvních polárních základen na Antarktidě byla založena Britskými vědci v roce 1911 v oblasti McMurdo (Ward, 2010).



Obrázek 47. Francouzsko-italská základna Concordia postavena na fixovaných ocelových sloupech (ESA, 2006).



Obrázek 48. Britská stanice Haley IV – v současné době ve výstavbě. Základna je navržena jako soustava spojených modulů na stavitelných nohách s lyžemi (BAS, 2009).



Obrázek 49. Nová německá výzkumná stanice Neumayer III v Antarktidě nahrazující výzkumnou stanicí Neumayer II je též zbudována na výškově stavitelných sloupech (Cieluch, 2010).

Od roku 2007 je v Antarktidě v provozu také Česká výzkumná stanice J. G. Mendela, která byla realizována z iniciativy Masarykovy university v Brně a vyprojektována firmou Investprojekt Zlín pod vedením Ing. Aloise Suchánka (Obrázek 50, Obrázek 51). Práce na tomto objektu byly zahájeny v roce 2000. Základna má ubytovací a výzkumné prostory pro 20 lidí. Součástí stanice je devět kontejnerů pro technickou infrastrukturu a výrobu elektrické energie (Obrázek 51). Objekt je z části zásoben elektrickou energií také z obnovitelných zdrojů (elektrovoltaickými panely a větrnými elektrárnami), (Fojtová, 2008). Výzkumný program české stanice je koncentrován do následujících oblastí: meteorologie a klimatologie, geomorfologie a geologie, sladkovodní ekologie a ekologie terestrických ekosystémů (Adámek, 2003).



Obrázek 50. Česká polární stanice J.G.Mendela Masarykovy univerzity v Brně na ostrově Jamese Rosse (Vodrážka, 2009).



Obrázek 51. Pohled na českou polární stanici pod pokrývkou sněhu (National-Geographic, 2008).

Návrh stanice je vázán tzv. Madridským protokolem o ochraně prostředí Antarktidy. Stanice je proto vybavena také ekologickou spalovnou odpadů. Konstrukce je zbudována z nosných sendvičových panelů, které se skládají z nosného dřevoštěpkového pláště a izolačního jádra ze stabilizovaného samozhášivého polystyrénu (Adámek, 2003).

Vysokohorská obydlí - Vysokohorská architektura se potýká s řadou extrémů, které jsou v mnoha ohledech obdobné podmínkám panujícím v oblastech Antarktidy. Kromě extrémních teplot, silného větru, obtížného přístupu, a neexistující či omezené inženýrské a dopravní infrastruktury je navíc nutné vyrovnat se s problémy s řídnoucí atmosférou vlivem polohy ve vysokých nadmořských výškách.



Obrázek 52. Schilthorn 2973m – nejvyšší bod lyžařského resortu Mürren - Schilthorn ve Švýcarských Alpách (Schilthorn, 2009).



Obrázek 53. Vysokohorská meteorologická stanice ve Švýcarských Alpách (koncept), (Eeckhout, 2005).



Obrázek 54. Säntis 2,502m – meteorologická a telekomunikační stanice ve Švýcarských Alpách (Säntis, 2008).

Také na Českých „tisíčovkách“ je možné zaznamenat stavby v extrémním prostředí. Asi nejvýznamnější českou stavbou v tomto prostředí je Ještědský vysílač, rozhledna, restaurace a hotel od architekta Karla Hubáčka, který byl dokončen v roce 1973. Forma této stavby spočívá v rotačním hyperboloidu, který dobře odolává drsným klimatickým podmínkám. Vysílač bylo přesto nutné dodatečně doplnit kyvadlem, které vyrovnává výkyvy věže způsobené silným větrem.

Jednou z posledních realizací v obdobném prostředí je Poštovna na vrcholu Sněžky. Ta byla zbudována ve velmi chladném prostředí s konstantními rychlostmi větrů okolo 90 km/h a má podobu jednoduchého hranolu (Obrázek 55). Jeho konstrukce je převážně ze dřeva a skla, doplněna konstrukčními ocelovými prvky. Stavba je založena na ocelových patkách zhruba půl metru nad terénem. Boční prosklené stěny Poštovny jsou po celé ploše vybaveny pohyblivými dřevěnými žaluziemi, které jsou v zimním období zavřené (Obrázek 56), a vnitřní prostor objektu je tedy nutné uměle osvětlovat. Konstrukce má pochozí střechu, která umožňuje jedinečnou vyhlídku.



Obrázek 55. Nová Poštovna na Sněžce od architektů Martina Rajniše a Patrika Hofmana (Kadlísková, 2009).



Obrázek 56. Zasněžená Poštovna (Šálek, 2009).

3.1.2. Záchrané habitaty pro případ přírodních katastrof

Architektura, která by významně pomohla při řešení problémů s nedostupnými a zničenými obydlími či infrastrukturou v důsledku přírodních katastrof, je založena hlavně na rychlém uvedení habitatu do provozu a vysokém stupni energetické samostatnosti. Velkým přínosem v této oblasti jsou samo-udržitelné habitaty, které poskytují nejen přístřeší, ale také zdroj energie a pitné vody (Obrázek 57). Takováto obydlí je možné realizovat, v praxi se však moc často nevyskytují. Po zemětřesení na Haiti byly v této lokalitě používány převážně velmi jednoduché stanové konstrukce nebo přístřešky, tak jak je tomu ve většině případů přírodních katastrof.



Obrázek 57. Kompletně samostatný habitat bez potřeby infrastruktury poskytuje vodu, hygienické zařízení a obnovitelný zdroj energie uvnitř standardního (intermodálního) kontejneru (Meinhold, 2010).



Obrázek 58. Plnohodnotné obydlí ve dvou či více intermodálních kontejnerech (Meinhold, Upcycle Living Rolls Out Affordable Shipping Container Housing, 2010).

Velmi lákavým řešením okamžitě provozuschopných habitatů jsou koncepty založené na intermodálních kontejnerech (Obrázek 57-60). Dostatečný prostor v interiéru, celková tuhost konstrukce a možnost modulového skládání činí z kontejneru vhodný konstrukční prvek. Kontejnery jsou běžně používány v lodní dopravě, a tudíž je pro ně i dobře vyvinutá

přepavní infrastruktura. Velké množství kontejnerů v současnosti užívaných v lodní dopravě je také činí finančně relativně snadno dostupnými.

Jeden z mála realizovaných a používaných pohotovostních habitatů je C2C (Containers to Clinics) „kontejnerová klinika“. Tento habitat slouží převážně medikům a záchranářům. Je navržen do prostoru intermodálního kontejneru a vybaven lékařským vybavením tak, aby byl okamžitě připraven k rychlému dopravení na místo potřeby v oblastech postižených přírodní katastrofou.



Obrázek 59. C2C Containers to Clinics - pohotovostní kontejner s lékařským vybavením pro oblasti přírodních katastrof (C2C, 2010).



Obrázek 60. 1000 obydlí pro Haiti - Systém jednoduchých obydlí navržená architektem Andresem Duany - Miami (Bogdan, 2010).

Zemětřesení, které na Haiti zapříčinilo rozsáhlé poškození stavebních objektů počátkem roku 2010, mělo za následek několik tisíc obyvatel bez domova. Takováto situace vyžadovala rychlé a jednoduché řešení. Idea jednoduchého habitatu z tuhé vodovzdorné konstrukce od architekta Andrese Duany tedy přišla vhod tím spíše, že se jednalo o dar tisíce takovýchto obydlí (Obrázek 60).

Hranolový habitat se střechou uzpůsobenou ke sběru dešťové vody je opatřen jen základním vybavením a to tak, aby vyhovoval stanoveným požadavkům na základě sociologické studie místních obyvatel. Habitat je schopen odolávat silným zemětřesením, obdobím dešťů,

silnému větru i hurikánu. Celá konstrukce je složená z kompozitových panelů založených na technologii skelných vláken. Panely tedy fungují jako konstrukce nosná i izolační, která je vodovzdorná a nehořlavá. Současně se jedná o konstrukci lehkou, takže ji lze sestavit svépomocí bez těžké mechanizace. Obydlí je navrženo jako konstrukce permanentního charakteru s možností rozvoje nebo snadného odstranění v případě potřeby. Habitat však neposkytuje zařízení pro produkci elektrické energie a zpracování odpadů lidského metabolismu (tj. koupelnu, WC) a počítá se s dovybavením areálu externími koupelnami, jež budou napojeny na inženýrské sítě. Samotné obydlí tak poskytuje pouze základní ochranu proti povětrnosti a bude důležitým prvkem při komplexní obnově bytového fondu na Haiti.

3.1.3. Ropné plošiny na vodní hladině a únikové platformy

Rozsáhlé konstrukce, které jsou schopny ubytovat desítky až stovky lidí uprostřed moře, mohou být buďto k mořskému dnu stabilně kotveny (Obrázek 61) anebo pouze fixovány kotevními lany v určité pozici jako plovoucí (Obrázek 62). Těžební plošiny se umísťují vzhledem ke zdrojům ropy a plynu téměř nezávisle na extrémních přírodních podmínkách. Tyto habitaty jsou často vybavovány velmi pokročilým zařízením, jako jsou robotické systémy pro průzkum vodního dna či záchranné platformy až pro sto lidí. Platformy jsou plně závislé na lodní a letecké dopravě, která zajišťuje zásobování potřebnými surovinami, materiálem a potravinami.

Celosvětově je v mořských vodách umístěno na tisíce platforem, které se soustředí převážně na těžbu ropy a plynu. Ne vždy však jsou tyto platformy obývané lidmi a také ne vždy jsou v provozu. Hurikány například u pobřeží Spojených států amerických za sebou obvykle nechávají řadu nefunkčních platforem. Tyto je pak třeba odstranit, stejně tak jako platformy, které vyčerpaly podzemní zdroj surovin. K odstranění dochází zpravidla odstřelením hlavních nosných prvků pod vodou, které je následováno zarovnáním mořského dna. Ocelová konstrukce je následně recyklována pro stavbu platformy nové nebo je potopena v místech kde probíhá konstrukce umělých vodních útesů.

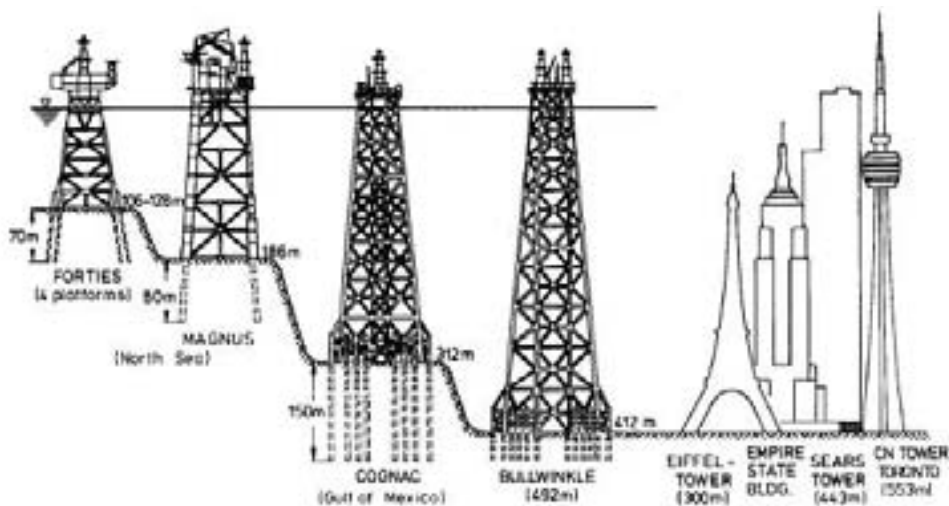
Architektura těchto mnohdy monumentálních konstrukcí je založena na čistě systémově inženýrském přístupu. Jedná se vsuktu o obří stroje a čistě funkční konstrukci, jež nemá ambice reagovat na okolní prostředí jinak, než mu odolávat (Obrázek 63). Plošiny nemají ambice s prostředím splývat či na něj primárně výtvarně reagovat (alespoň doposud). Jejich návrh se soustředí na stabilitu a bezpečnost provozu. Charakter pokročilých konstrukcí a technologií užívaných při výstavbě a provozu platforem a masivní výstavba a provoz platforem v současnosti poukazuje na fakt, že ropný průmysl je a bude v rozkvětu i v budoucnu.



Obrázek 61. Ropná plošina kotvená k mořskému dnu musí odolávat velmi extrémním povětrnostním podmínkám (Coghlan, 2009).



Obrázek 62. Typy ropných plošin a infrastruktura (NOAA, 2008).



Obrázek 63. Řez vybraných konstrukcí platform založených na mořském dnu a příhradových konstrukcích ve srovnání s pozemskými stavbami (SynClaire, 2008).

Asi v nejextrémnějším prostředí se nachází Kanadská plošina Hybernia vzdálená zhruba 300 km od přístavu Saint Jones na východním pobřeží Kanady (Obrázek 64, Obrázek 65). Tato plošina musí odolávat několika mořským proudům, ale též drsným klimatickým podmínkám a hlavně ledovcům. Hybernia byla navržena tak, aby bez problému rozlomila ledovec vážící

1 milion tun a měla by též „ustát“ ledovec o hmotnosti 6 milionů tun, jehož výskyt je předpokládán jednou za 10 000 let. Tato unikátní konstrukce o celkové výšce 224 metrů je na svém místě držena betonovým caissonem o výšce 85 metrů a průměru 106 metrů, který je jako pilíř kotven k mořskému dnu. Platforma při přepravě na místo vážila 600 tisíc tun a k její stabilizaci bylo použito dalších 600 tun betonu.



Obrázek 64. Těžební plošina Hybernia a zásobovací loď vlevo (foto z roku 1997). Základ plošiny tvoří hvězdicový caisson jež je pevně ukotven k mořskému dnu (Hibernia-Public-Affairs, 2000).



Obrázek 65. Těžební věž Hibernie zachycena z horní paluby (Hibernia, 2010).

Konstrukce na vodní hladině však nemusí být pouze průmyslového charakteru. Příkladem je bývalá mořská pevnost „Red Sand“ u pobřeží Velké Británie (Obrázek 66), jež sloužila v šedesátých létech jako základna řady radiových stanic. V současnosti je tato ocelová konstrukce přebudována na veřejné muzeum. V plánu přestavby komplexu je též nahrávací studiu, telekomunikační a rádiové stanice, experimentální prostory pro výzkum mořské vody, vojenské muzeum a tréninkové a výukové prostory pro řadu aktivit. Těchto šest habitatů je tedy tzv. „brownfield“ a nachází se v oblasti, kde ústí řeka Temže do moře. Unikátní konfigurace a propojení zavěšenými mosty umožní spoustu zajímavých aktivit pro

veřejnost v jedinečném prostředí. Již v současnosti je o turistické výpravy k „Red Sand“ zájem a tudíž je možné se k těmto platformám vypravit lodí z přístavu v Kentu (BBC-Two, 2008).



Obrázek 66. Konfigurace původně vojenských habitatů na mořské hladině u pobřeží Velké Británie, jež jsou restaurovány a přebudovány na multifunkční veřejný komplex (Smith D. , 2003).

Pobyt na plošinách na moři je zpravidla podmíněn dlouhým tréninkem, který se soustředí na bezpečnost pobytu, práce a seznámení se s provozními systémy plošin, jež jsou velmi odlišné od tradičních pozemských konstrukcí. Pro případ kritické situace musí být každá plošina nebo konstrukce, obývaná na mořské hladině, vybavena únikovými platformami resp. záchrannými čluny. Tyto čluny musí být vodotěsné a ohnivzdorné a měly by své obyvatele ochránit i před případnou explozí ropné plošiny. Dalším významným požadavkem je ochránění člověka proti přetížení G resp. hypergravitace při nárazu na vodní hladinu.



Obrázek 67. Záchranná platforma ropné plošiny - záchranný člun na plošině Hibernia (Bercha, 2003, str. 5).

Archy jsou obvykle zavěšeny ve značné výšce přímo nad vodní hladinou nebo zasunuty do vnitřku platformy. V případě potřeby jsou „vystřeleny“ nebo spuštěny na vodní hladinu. Samozřejmě, že taková platforma by měla též uspokojit základní lidské potřeby po dobu několika dnů. Záchranný člun tohoto typu a požadavky na přežití uvnitř mají již velice blízko ke komplexním požadavkům na interiéry pilotovaných, suborbitálních letounů a kosmických lodí (Obrázek 67, Obrázek 68).

Poslední modely těchto záchranných arch jsou navrženy s velkým důrazem na ergonomii interiéru a s anatomicky tvarovanými sedadly pro dospělé lidi do výšky 2,1 m a 100 kg. Speciální sedadla jsou vybavena pětibodovými pásy, které člověka bezpečně udrží v sedadle a zajistí tak bezpečnou podporu lidskému tělu i při pádu z výšky cca 50 m do rozbourěného moře (Obrázek 69).



Obrázek 68. Únikové platformy pro všechny obyvatele plošiny připevněné ve speciálních příhradových rámech na boku horní paluby (Norsafe, 2010).



Obrázek 69. Záchranný člun od firmy Schat-Harding je uzpůsoben dopadu z výšky až 50 metrů (Schat-Harding, 2010).

3.1.4. Podvodní habitaty

Podvodní obydlí bývají konstruovány převážně za účelem výzkumu mořského prostředí, ale také jako simulátory bydlení v izolaci v prostředí, které člověku neumožňuje obydlí opustit bez ochranného skafandru s přenosným systémem podpory života. Vývoji těchto habitatů předcházela vývoj vojenského a průmyslového hardware v podobě ponorek, jež byly následně použity a upraveny pro vědecké účely.

V současné době rozlišujeme tři typy podvodních plavidel:

- Pilotované plavidlo (*Human Occupied Vehicle (HOV)*) - je plavidlo pro dva až tři pasažéry (pilot a vědci) umožňující pobyt až 14 hodin v hloubkách do 6500 metrů (např. Shinkai 6500 a 2000, Mir I a II, Nautilo, Alvin, Cyana, Pisces IV a V)
- Dálkově ovládané plavidla (*Remotely Controlled Vehicles (RCV)*) - Tato plavidla jsou ovládána z mateřské lodi a obvykle připojena kabelem zásobující plavidlo elektrickou energií
- Autonomní podvodní plavidla (*Autonomous Underwater Vehicles (AUV)*) - Plavidla plně autonomní, předem naprogramovaná plní své úkoly bez lidského zásahu, jsou vybavena vlastním pohonem či generátorem energie (National-Research-Council, 2004, stránky 46-56).

Podvodní habitaty se liší od podvodních plavidel svým převážně trvalým ukotvením k mořskému dnu v jedné pozici a také delším pobytem uvnitř habitatu. Habitaty lze rozlišit dle způsobu přístupu na otevřené (obvykle v mělké vodě) a uzavřené s přetlakovou komorou v hlubších vodách.

NEEMO Aquarius (Obrázek 70, Obrázek 71) je označení pro *NASA Extreme Environment Mission Operations*, která je asociována s podmořským habitatem na dně oceánu poblíž Floridy (Kauderer, 2007). Jedná se o jeden ze dvou v současnosti provozovaných podvodních habitatů. Tento habitat byl vybudován za účelem testování přežití člověka v extrémním prostředí a výzkum v něm stále probíhá. Kromě sociálních a psychologických aspektů se v tomto habitatu resp. ve vodním prostředí také testují nové skafandry a trénují různé aktivity vztahující se k tzv. *Extra Vehicular Activity (EVA)* - aktivity vně obydlí ve skafandru.

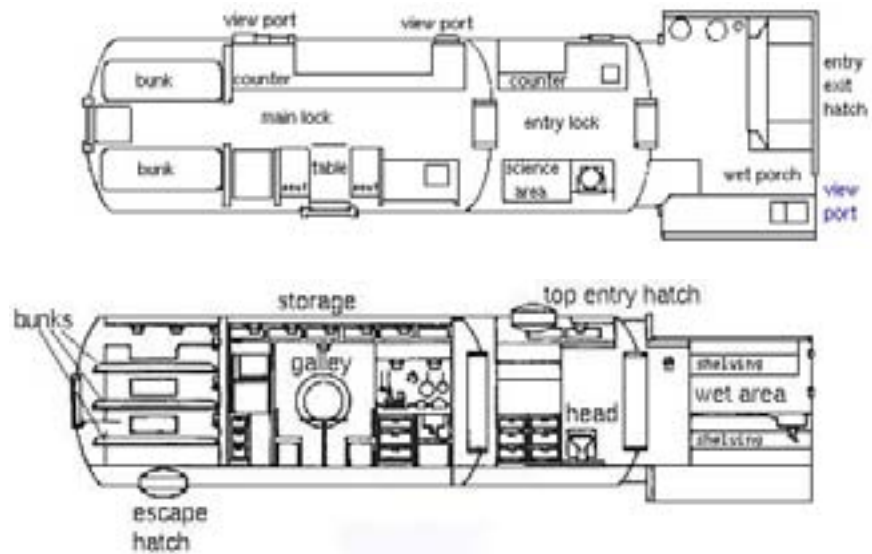
Podvodní habitaty jsou obvykle velmi stísněné. Tradiční rozdělení na privátní, pracovní a společnou zónu je v návrhu aplikováno, pokud to rozměry habitatu dovolí. Obydlí jsou obvykle cisternového tvaru z důvodu optimálních tlaků v konstrukci a často jsou také vybaveny kruhovými okny s venkovními okenicemi (Obrázek 72). Tyto habitaty samozřejmě musí být zásobovány spotřebními látkami z lodě (jídlo, atmosféra, výzkumné materiály aj.). V závislosti na hloubce je pak umělá atmosféra podobná té pozemské nebo je vyššího tlaku a dusík je v ní nahrazen heliem.



Obrázek 70. Podvodní habitat NEEMO Aquarius 15 metrů pod mořskou hladinou (Kauderer, 2007).



Obrázek 71. Podvodní habitat NEEMO Aquarius před ponořením (Potts, 2009).



Obrázek 72. Půdorys a příčný řez podvodního habitatu NEEMO Aquarius (Alexander, 2010).

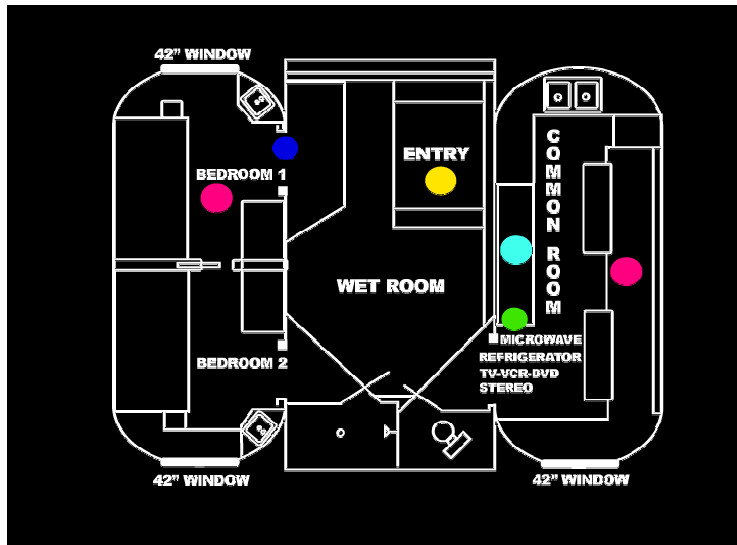
Druhým habitatem, který je v současnosti v provozu, je jediný existující podvodní hotel Jules' Undersea Lodge. Tento hotel byl adaptován z mobilního podvodního výzkumného habitatu La Chalupa Research Laboratory. Habitat je taktéž umístěn poblíž Floridy a v současnosti je jeho interiér uzpůsoben nárokům dnešního turismu, a tudíž je vybaven i pohodlným nábytkem a elektronikou (Obrázek 73).



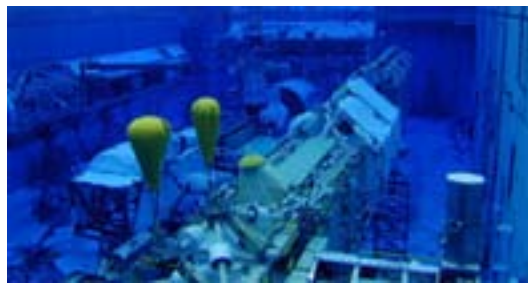
Obrázek 73. Jules' Undersea Lodge - fotografie habitatu ještě před ponořením když sloužil jako výzkumná laboratoř (nahore) a fotografie současného interiéru (JUL, 2010).

V minulosti ovšem bylo v provozu podvodních habitatů mnohem více (Obrázek 76-84). Jejich vznik byl téměř výhradně spojen s výzkumem mořského prostředí a života, ale hlavním iniciátorem byl rozvoj kosmického průmyslu a plánované mise na Měsíc.

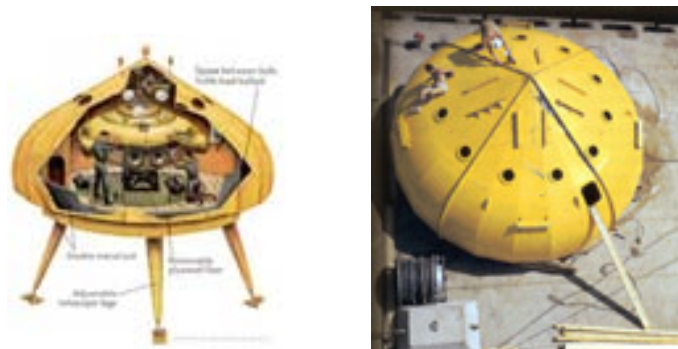
Výzkum, který se k těmto misím přímo vztahoval, tj. pobyt v uzavřeném stísněném prostoru bez dýchatelné atmosféry vně habitatu, bylo možné velmi dobře simulovat v podvodních habitatech. Vznikla tak řada unikátních habitatů, které jsou dnes již mimo provoz. Podvodní simulace pro účely kosmických misí se dnes provádějí ve speciálních bazénech, do nichž je možné spustit model kosmického modulu a simulovat tak misi ve stavu beztlíže na konkrétním vesmírném habitatu (Obrázek 75).



Obrázek 74. Půdorys podvodního habitatu Jules' Undersea Lodge (JUL, 2010).



Obrázek 75. Podvodní tréninkový habitat pro kosmické mise se nachází v uzavřeném krytém bazénu (NASA, 2009).



Obrázek 76. Vůbec první podmorský habitat byl realizován pod vedením Jeana Jacques Costeaua v roce 1962 pod názvem CONSELF I. (Francouzky Précontinent I.), (Cunha, 1999), (Riva, 2007).



Obrázek 77. CONSHELF II byl realizován v roce 1963 a byl vybaven řadou doplňujících systémů a konstrukcí včetně potápěcího zvonu do větších hloubek (National-Geographic, 1964).



Obrázek 78. CONSHELF III byl habitat určen do hloubky 100 m pod vodní hladinou, kde 6 francouzských vědců dýchalo směs helia a kyslíku po dobu tří týdnů - realizován 1964 (Cousteau, 1966), (UKDivers, 2007).



Obrázek 79. První podmořský habitat USA SEALAB 1 byl ponořen do hloubky 54 metrů v roce 1964 (Cunha, 1999).



Obrázek 80. SEALAB 2 (1965) a 3 (1969) byly habitaty identické konstrukce. Lišily se odolností a vybavením a SEALAB 3 byl určen do více jak 150 metrů (Naval-Undersea-Museum, 2007).



Obrázek 81. Hydrolab byl v provozu od roku 1966 a jednalo se o předchůdce současného habitatu NEEMO Aquarius. Tento habitat pojal až 4 aquanauty (NURP, 2009).



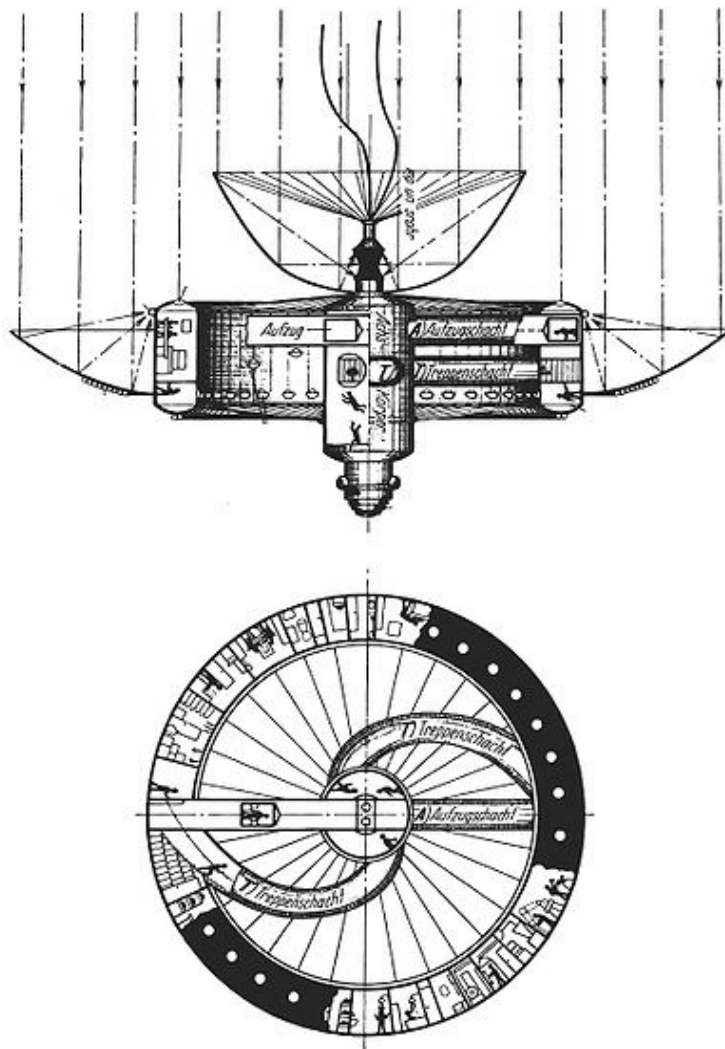
Obrázek 82. Podvodní laboratoř HELGOLAND byl habitat německé konstrukce a jako první byl navržen pro potopení do studených vod (výzkum mořských živočichů). Habitat byl v provozu od 1968 (NEFSC, 2009).



Obrázek 83. 1969, 1970 - TEKTITE I a II - byly velké výzkumné podvodní habitaty, které již nejsou v provozu. Kompozice dvou cylindrických konstrukcí byla opatřena vypouklými okny umožňující panoramatické pozorování pod vodou u Panenských ostrovů, USA (Warmus, 2001).

3.2. Habitaty v prostředí vesmíru

Prostředí vesmíru je velmi nehostinné, ovšem řada pozemských lokalit je pro člověka stejně nepříznivá (např. z hlediska teplotních extrémů) jako třeba povrch Měsíce, kde průměrné teploty na jižním pólu klesají k -60°C ³. Z hlediska stupně obyvatelnosti okolní atmosféry je hyperbarické prostředí v hlubokých vodách na Zemi podobné prostředí ve vakuu vesmíru, kde jsou užívány velmi obdobné systémy podpory života.



Obrázek 84. Rotující vesmírný orbitální habitat od Hermana Potočnicka (1929) poskytuje svým obyvatelům prostředí umělé gravitace po obvodu kruhového habitatu i prostředí mikrogravitace (ve středu habitatu). Energii habitat získává ze solárních koncentrátorů (Noordnung, 1995, str. 103).

³ Nejnižší teploty na jižním pólu Země klesají k -80° .

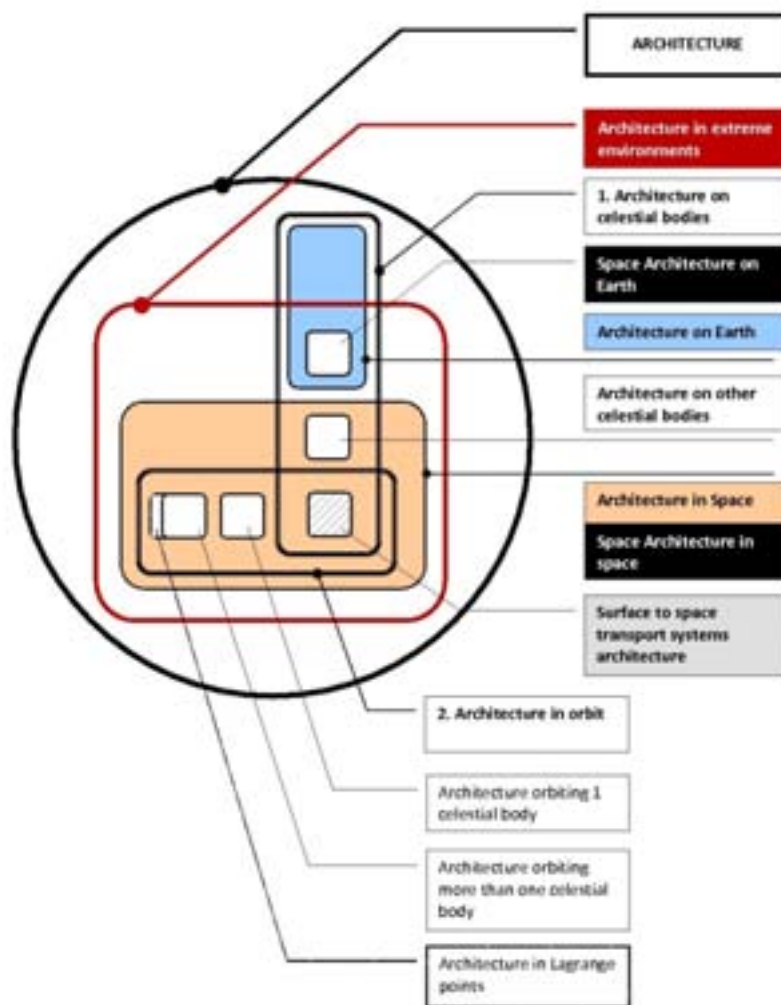
Důvodů k lidské expanzi na orbitu Země je spousta. Od porozumění a pochopení funkce života, pochopení procesů na naší domovské planetě až po průzkum Sluneční soustavy či hledání nerostných surovin a zdrojů na nejbližších nebeských tělesech, efektivnějšího využívání zdrojů a plánování sídel na Zemi. NASA například vážně uvažuje o misích, které by zabránily srážce meteoritu se Zemí a jiné organizace zase o úložišti lidských vědomostí na Měsíci v případě, že by ke srážce s meteoritem došlo. Obdobné mise jsou také motivací k osídlení vesmíru resp. nejbližších planet jakožto zálohy v případě katastrofy na Zemi.

Člověk o své expanzi do vesmíru uvažuje již několik století. Za prvního vědce, který se veřejně vyslovil k pobytu ve vesmíru v otevřeném dopise Galileu Galilei „Rozhovor s hvězdným poslem“ je považován Johannes Kepler. V tomto dopise hovoří o cestách ke vzdáleným nebeským tělesům, které budou možné, jakmile bude k dispozici loď, jež by byla pro člověka vhodně adaptována na extrémní prostředí vesmíru tak, aby v něm mohl pobývat delší dobu (Bareš, 2001).

Za praotce kosmonautiky je považován Konstantin Ciolkovskij, ruský vědec a tvůrce raketové rovnice, jehož slova z roku 1911 nás vybízí k dalším aktivitám mimo Zemskou atmosféru: „Země je kolébkou člověka, člověk však nemůže ve své kolébce zůstat na věky“ (ESA, 2004).

Za prvního architekta, který poprvé výkresy systematicky popsal orbitální habitat, může být považován Slovinec Herman Potočnik ala Noordnung, jenž před rokem 1929 sepsal první knihu o problematice obydlí ve vesmíru a průběhu kosmického letu. Návrh jeho habitatu zdůrazňuje důležitost umělé gravitace a energetické samostatnosti za využití sluneční energie velice pokrokovým způsobem, který snad dodnes nebyl překonán (Obrázek 84).

Abychom lépe porozuměli prostředí vesmíru a možnostem praktické tvorby architektury, je vhodné systematicky klasifikovat prostředí, v němž se architektura nachází. Prostředí lze třídit dle polohy člověka ve vesmíru vzhledem k nebeským tělesům na **architekturu na orbitě** a **architekturu na nebeském tělese**. Dále klasifikace může rozlišit obyvatelné či neobyvatelné prostředí dle životních požadavků člověka a následně lze třídit prostředí dle stupně gravitace, kde rozlišujeme pozemskou gravitaci, mikrogravitaci, umělou gravitaci a další stupně gravitace na jiných nebeských tělesech (Obrázek 85). Na základě tohoto třídění bude nejprve představena architektura na orbitě (oběžné dráze) a následně architektura na jiném nebeském tělese.



Obrázek 85. Klasifikace architektury ve vesmíru (Doule, 2010).

3.2.1. Habitaty na oběžné dráze

Habitaty ve vesmíru se od pozemské architektury odlišují převážně nutností jejich vnitřek vybavit umělou dýchatelnou atmosférou, potřebným tlakem a ostatními prvky systému umělé podpory života. Obyvatelé vesmírného habitatu jsou absolutně závislí na technologii, kterou člověk simuluje přírodní procesy, tak jak probíhají na Zemi.

Historicky první orbitální stanice byla vojenská stanice Saljut v osmdesátých létech. Již před vynesením této stanice na orbit byl Sovětský svaz a USA ve vztahu, kdy „soutěžili“ kdo bude na orbitě dříve a déle. Výhodná pozorovací poloha z orbitální dráhy představovala unikátní špiónské možnosti fotografovat a monitorovat nepřátelská zařízení. Typ stanice Saljut je dodnes obnovován a vylepšován, byl také součástí stanice MIR a je součástí jediné orbitální stanice ISS (modul byl nazván Zvezda).

Konkurencí Saljutu se stal americký dvakrát větší habitat Skylab, navržen ve spolupráci s průmyslovým designérem a architektem E. Lowem, který využil ohromný prostor raketového nosiče Saturn V o průměru osmi metrů (primárně vyvinut pro mise NASA Apollo).

MIR byla další velmi úspěšná orbitální stanice založena již na plně přátelském výzkumu, na němž se Sovětským svazem spolupracovalo USA. Dle oficiální tiskové zprávy byl MIR z orbitální dráhy navigován do oceánu z důvodu extrémní náročnosti na údržbu (v roce 2001).

Mezinárodní kosmická stanice (*International Space Station (ISS)*) je největší konstrukce vynesena na zemskou orbitu člověkem. Tato stanice je složená z modulů ruské, americké, evropské a japonské výroby a je navržena a zbudována jako čistě vědecká stanice sloužící výzkumu, propagaci výzkumu a výuce (Obrázek 86).



Obrázek 86. Mezinárodní kosmická stanice (*International Space Station*) má velikost fotbalového hřiště a je schopna pojmout 6 vědců (ESA, 2003).

Nový trend, který byl iniciován již v době existence stanice MIR, souvisel s komerčním využitím vojenského či vědeckého hardware. Dnes již neexistující společnost MIR Corp měla v úmyslu pronajímat prostory stanice MIR komukoliv, kdo si to mohl dovolit. Již v roce 2000 tak první vesmírný turista vstoupil na palubu MIRu. Nicméně v roce 2001 byl MIR nasměrován do Tichého oceánu a to z důvodů spíše politických než z technických. V současnosti je obdobným způsobem jako MIR využívána ISS a trend vesmírného turismu roste extrémním tempem. Díky těmto veřejným aktivitám máme dnes přístup ke spoustě jedinečných informací ohledně pobytu ve vesmíru.

Společnosti, které v současnosti vyvíjejí orbitální hotely, pocházejí jednak z Ruska či USA, ale i např. ze Španělska. Účelem takového hotelu bude poskytnout prostor nad povrchem Země v prostředí mikrogravitace s unikátními pozorovacími možnostmi. Stav beztlíže však bude jedna z hlavních atrakcí. Pobyt člověka v mikrogravitaci má za následek fyziologickou adaptaci na toto prostředí, která přináší velmi ojedinělou zkušenost.

21. století je považováno za století, kdy dojde k rozsáhlému rozvoji v této oblasti a umožnění cestování veřejnosti do vesmíru. Některé společnosti ve svých tiskových zprávách (Virgin Galactic) zmiňují rok 2010 jako rok prvních komerčních letů za hranici zemské atmosféry, za níž je neoficiálně považována hranice ve výšce 100 kilometrů nad Zemí, kde již člověk může vnímat stav beztlíže po dobu několika minut.

Bigelow Aerospace je jedna ze společností vyvíjející originální konstrukci orbitálního hotelu. Společnost je ve vlastnictví hoteliéra Bigelowa, který odkoupil technologii nafukovací válcové konstrukce od NASA-JSC, a v současné době úspěšně testuje moduly Genesis I a II na orbitě Země. Genesis I a II jsou zmenšené verze nafukovacího habitatu, který má mít ve finální velikosti objem 330 m³ (Obrázek 87).



Obrázek 87. Vizualizace orbitálního hotelu společnosti Bigelow Aerospace jehož koncept je založen na NASA-JSC nafukovacím habitatu tzv. TransHABu (Mondolithic-Studios, 2009).

Galactic Suite je Španělská společnost ve vlastnictví architekta Xaviera Claramuta, který by rád odstartoval první hotel v roce 2012 a vybudoval největší řetězec orbitálních hotelů na světě. Jeho koncept je však postaven na nově vyvíjených prototypch. Celý hotel je složen

z několika tuhých modulů stejné velikosti, jež jsou vybaveny různými atrakcemi a velkým oknem v konci modulu (Obrázek 88).

Excalibur Almaz má sídlo v Moskvě, Houstonu a na ostrově Isle of Man. Tato mezinárodní společnost se pokouší o znovu zprovoznění starých ruských stanic, které ruská armáda společnosti prodala. Jedná se o typy Saljut pravděpodobně řady 5 a 7. Tento modul je asi nejlépe navržený habitat v celé historii letů do vesmíru. Jedná se o plně autonomní jedno-modulový habitat s obyvatelnými prostory pro 3 lidi (v případě nouze maximum 6). Tento habitat má velkou šanci se stát komerčně prvním orbitálním hotelem již na základě testování a užívání v minulosti (Obrázek 89).



Obrázek 88. Vizualizace orbitálního hotelu společnosti Galactic Suite (Garvey, 2008).



Obrázek 89. Vizualizace hotelu od společnosti Excalibur Almaz na nízké orbitě Země. Pravý modul představuje renovovanou stanicí Saljut a levý kosmickou loď TKS s přistávacím modulem (Rocketeer, 2008).

3.2.2. Habitaty na jiném nebeském tělese

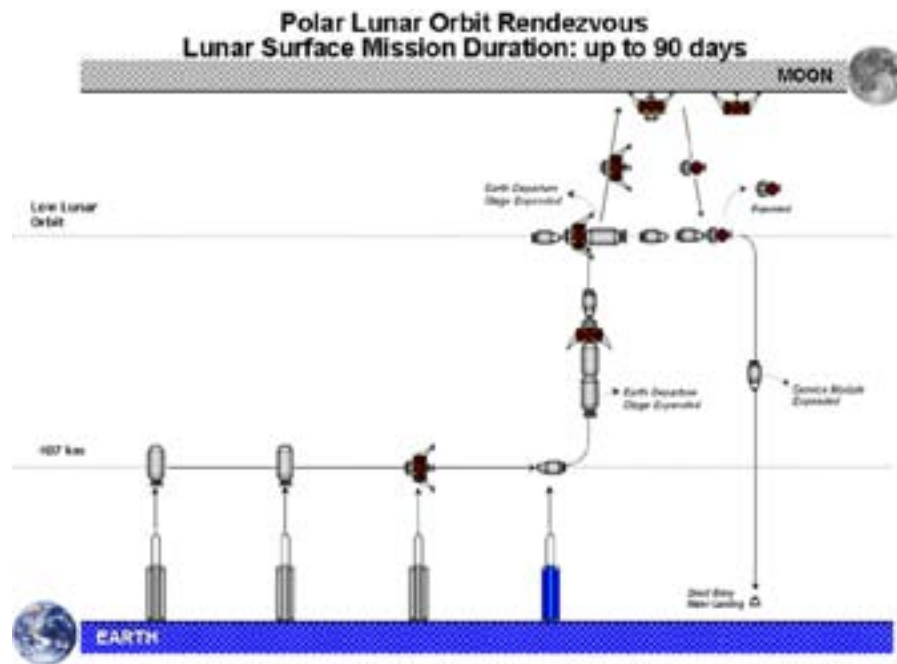
Architektura na jednotlivých nebeských tělesech se bude lišit především v závislosti na stupni obyvatelnosti prostředí a plánované funkce habitatu. Současná strategie průzkumu vesmíru je postavena na jakémisi robotickém předvoji, neboť riziko úmrtí člověka při průzkumné misi na jiné nebeské těleso je stále velmi vysoké (resp. náklady na zabezpečení člověka při letu či pobytu na jiné nebeské těleso jsou velmi vysoké). Architektura v takovémto extrémním prostředí bude determinována převážně vlastnostmi nebeského tělesa, jeho polohou ve sluneční soustavě a složením atmosféry. Další činitele návrhu pak budou stupeň gravitace, radiace a hustota a složení atmosféry při povrchu tělesa (planety, měsíce, meteoritu). Nejzajímavější nebeská tělesa z hlediska osídlení člověkem, a tudíž i plánování permanentního osídlení, jsou Měsíc a Mars. Měsíc je přitažlivý pro svou relativní blízkost Zemi (jediný přirozený satelit Země ve vzdálenosti 384 tisíc km) a Mars pro svou evolucionistickou podobnost se Zemí⁴. Každá strategie osídlení je však zcela závislá na možnostech a strategii dopravy a tudíž také pohybu nebeských těles (orbitální mechanice), technologii dostupných pohonů atd.

Měsíc

Měsíc je zatím jediné jiné nebeské těleso, na které se člověk byl schopen dopravit. Měsíční architektura však dodnes neexistuje. Vzhledem k plánům mnoha kosmických agentur na osídlení Měsíce (Obrázek 90) je však habitat na Měsíci častým tématem vědeckých prací. Zájem o toto nebeské těleso je z mnoha důvodů. Jedná se o nejbližší těleso Země, které má přímý vliv na procesy na Zemském povrchu. Jeho vznik a procesy na něm probíhající nám stále nejsou známy. Spekulace o vysokém výskytu drahých kovů, Helia 3 (palivo pro jadernou fúzi nedostupné v dostatečném množství na Zemi), a poslední zprávy potvrzující výskyt vody na jižním pólu činí z Měsíce jedinečné místo pro vědecký průzkum a případně i těžbu (Dino, 2009).

Mimozemská architektura je v každém případě kompletně závislá na způsobu dopravy, který máme při cestě na Měsíc k dispozici. Velmi omezený náklad v rozsahu několika tun může buďto obsahovat autonomní rover, části konstrukce, nebo celý ale velmi těsný habitat. Existuje spousta koncepčních řešení (Obrázek 92) od cisternových habitatů, přes rozkládací, nafukovací (Obrázek 93) až po habitaty vybudované z místních zdrojů a materiálů.

⁴ Předpoklad podobného planetologického vývoje potvrzuje též rozsáhlý astrobiologický výzkum na Marsu. Americká vesmírná agentura NASA v současnosti pátrá po stopách vyhynulého nebo pod povrchem existujícího života.



Obrázek 90. Strategie devadesátidenní mise na Měsíc od vesmírné agentury NASA (Robertson, 2004).

Současná strategie vesmírné agentury NASA se zaměřila na univerzální pohyblivý habitat na platformě „Athlete“ s rozložitelnou základnou doplněnou řadou robotických systémů (Obrázek 91). Další faktory návrhu jako tlakovaný vnitřní prostor, přechodové komory mezi interiérem a exteriérem, ochrana proti agresivnímu lunárnímu prachu, stínění proti sluneční a kosmické radiaci a šestinovou gravitaci Země je třeba pečlivě zvážit, neboť jsou výrazně odlišné od prostředí pozemského.



Obrázek 91. Fotografie „Athlete“ systému s válcovým habitatem a malý průzkumný robotický rover v popředí (Soderman, 2010).



Obrázek 92. Představa NASA o osídlení měsíce (Soderman, 2010).



Obrázek 93. "Moon Base Two" - koncept nafukovacího lunárního habitatu pro 4 astronauty od architektů Andree Voglera a Artura Vitorri (vizualizace studia Architecture and Vision), (Vision, 2008).

Mars

Planeta Mars je od Země v okamžiku nejpříznivější konstelace vzdálena přibližně 54 600 000 km. Tato vzdálenost činí planetu Mars velmi nedostupnou a to hlavně z časových nároků

na dopravu. K Marsu je proto možné efektivně cestovat pouze jednou za dva roky. Velká vzdálenost již způsobuje zpoždění v radiové komunikaci a tak případné rádiové operace musí být plánovány dopředu. „Lidská“ aktivita na Marsu je dnes však větší než na Měsíci. Dva NASA rovery brázdí povrch Marsu již několik let a další se k nim měl připojit minulý rok. Mars Science Laboratory (MSL) je již rover velikosti automobilu s atomovým pohonem a laserovým spektrografem pro bezdotykovou analýzu materiálů ve standardní výbavě. Jedná se samozřejmě také o dálkově ovládaný robot (programovaný), který nakonec bude na Mars donesen okolo roku 2012. Zajímavostí tohoto roveru je, že poveze 3D kameru k natáčení záznamu prostředí Marsu v režii James Camerona, kterému se podařilo přesvědčit americkou vesmírnou agenturu NASA o spolupráci (Hornýak, 2010).

Plány a koncepty na osídlení Marsu existují také pouze v teoretické formě. Asi neznámější, a téměř na hranici realizování, se vyskytla mise „Mars Direct“ pod vedením Dr. Zubrina (Obrázek 94). Koncepty architektury na Marsu jsou ovšem zdaleka ambicióznější. Jedná o planetu podobnou Zemi, která má atmosféru (nedýchatelnou a řídkou), třetinovou gravitaci a krajinu připomínající pozemské pouště a „úrodnou“ půdu (zjištěno sondou Phoenix v roce 2008). Výskyt vody byl potvrzen v roce 2008 a výskyt metanu v roce 2009. Tyto objevy podhalují Mars jako planetu, jež by mohla uchovávat možný vyhynulý či pod povrchem přežívající extraterestriální organismy.

Kromě logistických problémů by tedy architektura na Marsu čelila o trochu méně extrémním podmínkám než architektura v téměř úplném vakuu na Měsíci.



Obrázek 94. Plánem mise „Mars Direct“ bylo založení prvních obydlí v automatizovaných pohyblivých habitatech (Mars Direct Plan, 2000).

4. Případové studie

Případové studie byly autorem zpracovány v průběhu doktorského studia, obvykle ve spolupráci s odborníky z kosmického průmyslu a architektky se zaměřením na architekturu ve vesmíru a publikovány na mezinárodní úrovni. Studie „4.3. Orbitální habitat Omicron“, je v současnosti ve vývoji a jeho první verze bude prezentována na kongresu IAC v Praze v září 2010. Projekt „Architektura v extrémním prostředí – Teorie a strategie vzdělávání“ je zpracováván v rámci výzkumu na *International Space University* ve Štrasburku. Obě nedokončené studie budou publikovány do konce roku 2010.

Tematicky se studie zaměřují na návrh obytného prostoru v extrémním prostředí z hlediska obyvatelnosti vzhledem k definici extrémního prostředí v úvodu této práce. Čtyři hlavní případové studie o architektuře v prostředí Marsu, Měsíce, na orbitě Země a poslední se soustředí na design interiéru suborbitálního letounu:

1. **4.1. Výzkumný habitat na Marsu** (*Mars Base 10 – A Permanent Settlement on Mars for 10 Astronauts*) - viz přílohu 1

Návrh výzkumného habitatu na povrchu Marsu pro deset vědců. Tento projekt nabízí komplexní řešení iniciace permanentního osídlení planety Mars dle požadavků na výzkum na této planetě.

2. **4.2. Bezpečnost práce a využití robotiky při konstrukci habitatu na Měsíci - ALERTS** (*Analysis of Lunar Exploratory Robotic Tasks for Safety*) - viz přílohu 2

Koncepce rozhodovacího procesu pro výstavbu a provoz habitatu na Měsíci řeší riziko výstavby a provozu habitatu v extrémních podmínkách aplikací robotiky.

3. **4.3. Orbitální habitat Omicron** (*Omicron orbital Habitat*)

Projekt orbitálního habitatu na oběžné dráze Země je inspirován současnou rostoucí poptávkou po turismu do vesmíru. Omicron je minimální habitat navržen z dostupných technologií a komponentů užívaných v kosmickém průmyslu nebo v architektuře. Jedná se o permanentní obydlí na Zemské orbitě pro 3 osoby, jejichž pobyt v hotelu nepřesáhne jeden týden.

4. **4.4. Interiér suborbitálního letounu** (*Passengers' Safety on Personal Spaceflight – Silverbird – Suborbital Interior Spacecraft Design*) - viz přílohu 3

Koncept interiéru suborbitálního letounu Silverbird navrženého pro stav variabilního G zatížení.

Výzkum probíhající na *International Space University* ve Štrasburku v oblasti architektury v extrémním prostředí, na němž autor spolupracuje, se dotýká též systému výuky této oblasti. Publikace a připravované publikace související s tímto výzkumem se nepřímým vztahují k dizertační práci a zahrnují následující projekty:

- **Architektura habitatu pro kosmický turismus** (*Architecture of Habitats for Space Tourism*)

Tento projekt je založen na přednášce a výzkumu věnovanému turismu ve vesmíru, který je prováděn na *International Space University* ve Štrasburku.

- **Studie požadavků na dovednosti pracovní síly v kosmickém sektoru** (*Workforce Policy in the European Space Sector*) - viz přílohu 4

Celoevropský průzkum dotazníkem byl iniciován za účelem zjištění požadavků na pracovní sílu v kosmickém sektoru, na základě níž byl následně zahájen nový studijní program na ISU. Tento studijní program je sestaven tak, aby pomáhal doplnit mezery na trhu práce novými absolventy. Data z rozsáhlého průzkumu dala vzniknout výzkumu v oblasti Strategie a výuky architektury v extrémním prostředí.

- **Architektura v extrémním prostředí – Teorie a strategie vzdělávání** (*Space Architecture – Theory and Educational Strategy*)

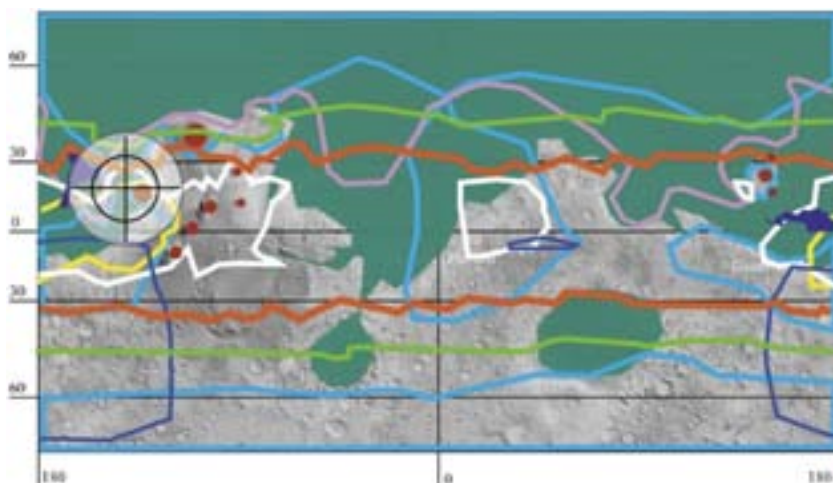
Navazující projekt na publikaci „Studie požadavků na dovednosti pracovní síly v kosmickém sektoru“ zvažuje strategie a možnosti vzdělávání architektury v extrémním prostředí.

4.1. Výzkumný habitat na Marsu (viz přílohu 1)

Výzkumná základna na Marsu bude pravděpodobně první obytný habitat, postavený na povrchu Marsu v horizontu pětadvaceti let. Technologie dostupné v roce 2035 samozřejmě nemůžeme odhadnout, a proto je celý koncept „Mars Base 10“ (MB10), základna na Marsu pro deset astronautů, založen na současné technologii s „mírným vývojovým přesahem“ (prognózou v technologiích současných). Vědci mají mnoho důvodů proč Mars zkoumat, a to předně z hlediska geologie, planetologie a astrobiologie. Pilotované mise na Mars budou důležitou součástí průzkumu Marsu především proto, že umělá inteligence a robotika není v tak pokročilém stádiu, aby mohla soutěžit s člověkem a jeho rozhodovacími schopnostmi v okamžiku neočekávaných výsledků výzkumu a pozorování in-situ. Robotické mise ovládané ze Země neumožňují provádět operace bez cca 40 minutového zpoždění způsobeného vzdáleností Marsu od Země. Jedním z nejdůležitějších cílů mise s lidskou posádkou bude stanovení úrovně obyvatelnosti planety Mars, tj. zjištění účinků prostředí na člověka a využitelnosti lokálních (místních) zdrojů.

Koncept „Mars Base 10“ byl primárně vyvinut za účelem vybudování pozemské analogické stanice, na které by se simulovaly podmínky Marsu (v poušti Atacama, Čile). Prováděly by se zde analogické mise a testy kosmických systémů a technologií. Koncept byl vyvinut v NASA Ames Research Center v Kalifornii, kde se v současné době pracuje na jeho druhé fázi.

Z architektonického hlediska je v rámci tohoto projektu definován výzkumný záměr a cíle mise, popsán návrh strategie mise a následně provedena analýza výběru lokality se zaměřením místa přistání (viz Obrázek 95 - *Western Olympus Mons Scarp* (19.6°N, 139.7°W); -1.7km MOLA (*Mars Orbiter Laser Altimeter*)).



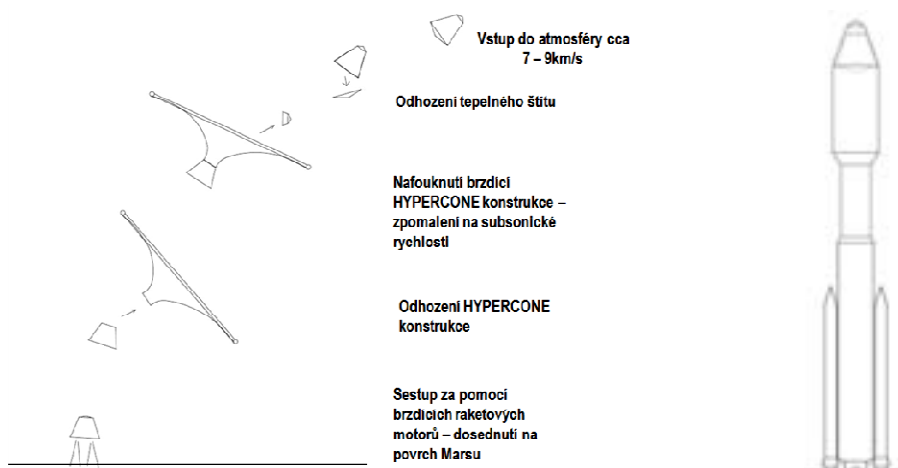
Obrázek 95. Mapa Marsu - Výsledek analýzy povrchu Marsu za účelem umístění základny (vyznačeno kruhovým terčem) Mars Base 10 na základě tří kritérií: 1) splnění výzkumného záměru, 2) obyvatelnosti, 3) hranice chráněných oblastí.

Pro návrh samotného modulu bylo třeba prostudovat všechny činitele určující konstrukční a dispoziční design základny. Architektura základny je mimo jiné determinována současnými a budoucími možnostmi raketových nosičů (Ares V) a požadavky na přistání po průniku řídkou atmosférou na povrch Marsu. Dále se architektonické řešení základny soustředí na provozní funkčnost, udržitelnost a prostorovou a energetickou efektivnost. Základna by měla obyvatelům nabídnout nejen velmi bezpečné, ale také pohodlné pracovní a obytné prostředí.

Infrastruktura potřebná k uskutečnění takovéto mise by zahrnovala následující komponenty:

- Konstelaci satelitů na nízké, stacionární a polární orbitě pro účely komunikace, mapování povrchu a navigaci v terénu.
- Kosmickou loď umožňující bezpečnou a pohodlnou přepravu posádky z oběžné dráhy Země na oběžnou dráhu Marsu a zpět
- Raketoplán, který by byl schopen přepravit posádku z kosmické lodi na nízké orbitě Marsu k základně na povrchu Marsu a zpět.

Základna bude muset být vybavena dvěma těžkými rovery. Jeden ponese jaderný reaktor, který bude v průběhu výstavby základny uložen pod povrch Marsu v bezpečné vzdálenosti, a druhý bude vybaven mobilní těžební stanicí umožňující využití lokálních zdrojů pro potřeby základny.



Obrázek 96. Postup při přistání modulu MB10 (hmotnost cca 40 tun na orbitě Marsu) na povrchu Marsu a nosič Ares V (vpravo) jehož nosnost je okolo 136 tun na nízkou oběžnou dráhu Země.

Rozložení modulu základny a jeho výstavba by probíhala následovně: po průniku modulu MB10 atmosférou Marsu se oddělí tepelný štít a nafoukne se tzv. hypercone pro zpomalení na subsonické (podzvukové) rychlosti. Po dosažení požadované subsonické rychlosti se

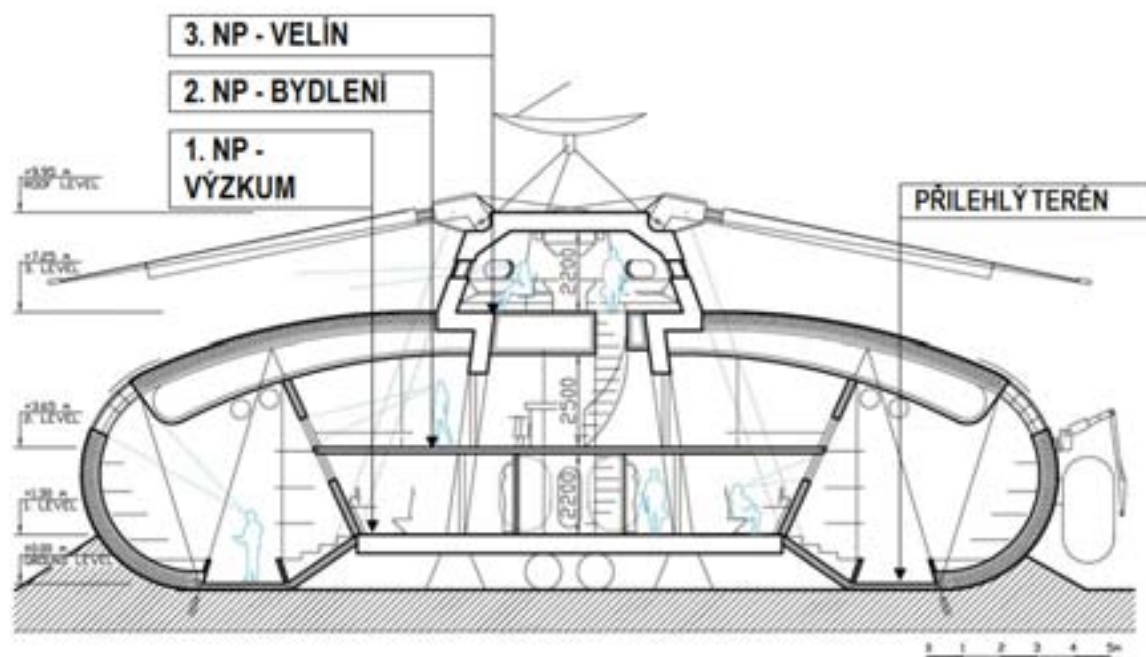
hypercone oddělí a bude zahájeno dosednutí za pomoci raketových motorů a deformovatelných konstrukcí na rozkládací podvozek (Obrázek 96).

Následná inicializace základny je popsán ve čtyřech krocích (Obrázek 97). Po dosednutí dojde k otevření solárních panelů, které jsou umístěny na konstrukci stěn modulu. Po otevření a aktivaci antény se začne nafukovat prstencová konstrukce. Následně bude základna MB10 roboticky připojena k jadernému reaktoru.

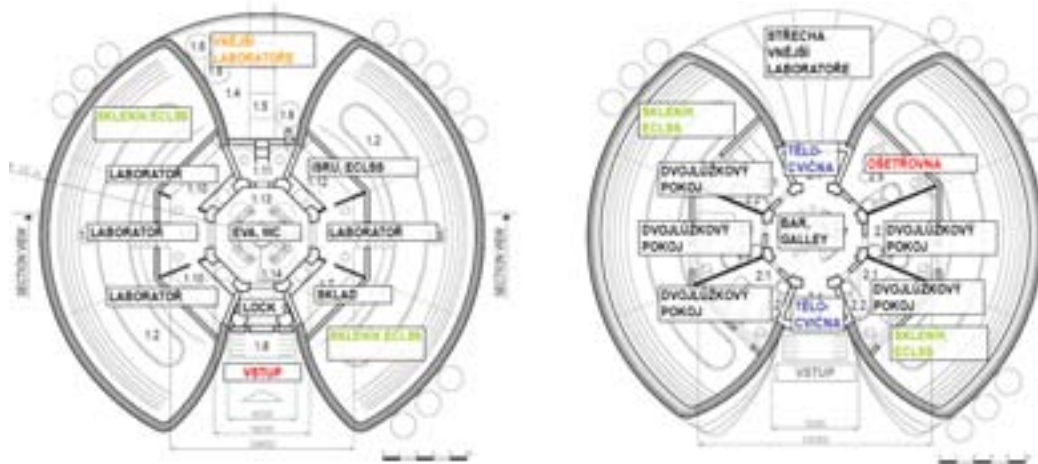


Obrázek 97. Postup robotické výstavby, rozložení a inicializace základny Mars Base 10 po dosednutí na povrch Marsu (zleva doprava).

Po robotickém odstranění palivových nádrží z interiéru habitatu bude možné zahájit tvorbu umělé atmosféry s využitím lokálních zdrojů (*ISRU – In-Situ Resource Utilization*). Rozvinutí základny bude kontrolovat posádka na nízké orbitě Marsu, která po dokončení tvorby atmosféry v habitatu sestoupí v raketoplánu a následně základnu zabydlí potřebným vybavením a zásobami.



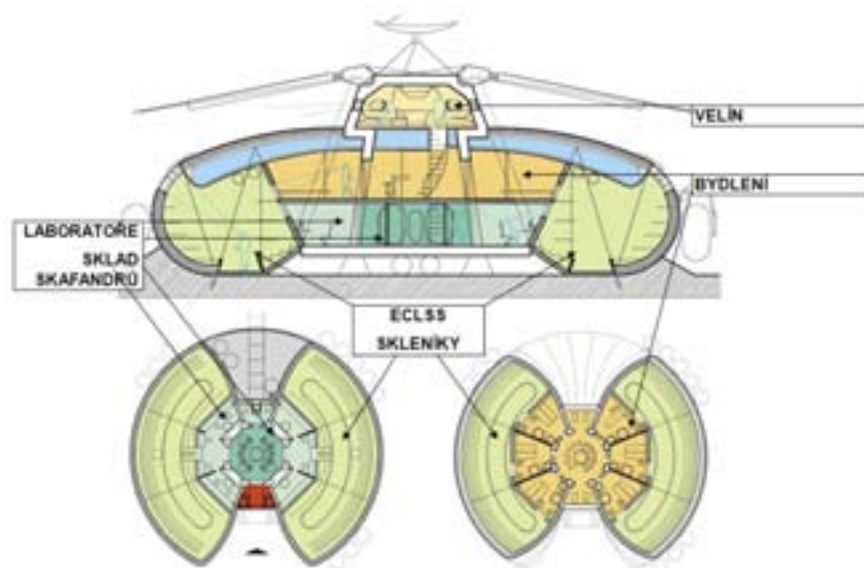
Obrázek 98. Charakteristický řez rozvinutou základnou.



Obrázek 99. Schéma 1.NP (vlevo), 2.NP (vpravo).

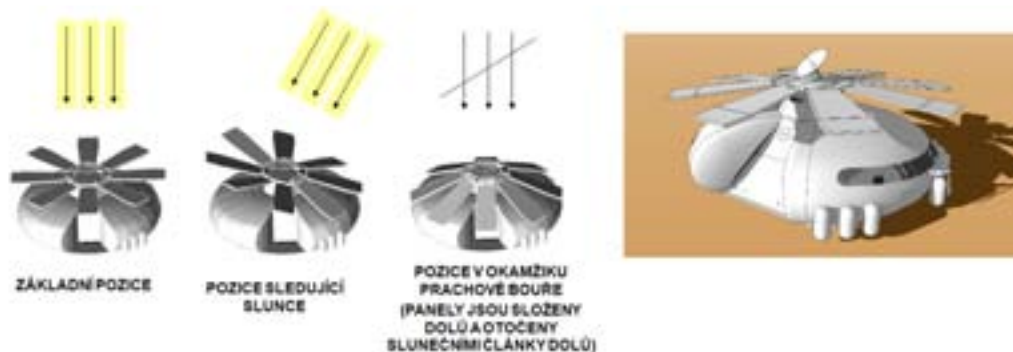
Základna má tři podlaží, která oddělují jednotlivé provozy. V 1.NP se nacházejí systémy podpory života a laboratoře, v 2.NP obytné prostory a ve 3.NP velín (Obrázek 98). Vstup do základny přestupovou komorou (*airlock*, *dustlock*) je v 1.NP, na kterém se také nachází sklad skafandrů a *interface* k práci v externím laboratorním prostoru za pomoci robotiky. Nafukovací konstrukce je určena pro systémy podpory života tj. bioregenerativní kontrolu prostředí, výrobu a recyklaci atmosféry, vody a potravy. Druhé a třetí podlaží je přístupné po strmém schodišti ve středu habitatu. Pro deset členů posádky je navrženo 5 dvouúžkových pokojů (předpokládané složení posádky je 5 párů mužů a žen) s možností dočasného rozdělení pokoje kevlarovou příčkou. Každý pokoj je vybaven koupelnou se sprchou. Pokoje mají výhled oknem do prostoru skleníku (bioregenerativní podpora života). Na tomto podlaží se také nachází ošetřovna a dvě malé tělocvičny. Pokoje jsou radiálně rozmístěny okolo středu základny, v němž se nachází kuchyně s barem. Centrální část habitatu slouží také jako kryt v případě zvýšené sluneční aktivity.

Druhé a první podlaží je stíněno vodními nádržemi (nafukovací konstrukce) s užitkovou a pitnou vodou. Nízký atmosférický tlak na povrchu Marsu umožňuje umístění vodních nádrží ve střeše habitatu bez svislých podpůrných konstrukcí. Nafukovací konstrukci bude třeba uvnitř vybavit prvky namáhanými na tah z důvodu nutné stabilizace konstrukce v požadovaném tvaru. Třetí podlaží je jediné, které má přímý výhled na povrch Marsu. Toto podlaží slouží jako velín, kontrolní a *briefing* centrum. Prostor je vybaven šesti horizontálními okny, ze kterých je možné kontrolovat aktivity na povrchu Marsu v okolí základny a stav povrchu pláště a solárních panelů.



Obrázek 100. Řez základnou s barevně vyznačenými funkcemi (kruhové půdorysy jsou v odlišném měřítku než řez). Modře je vyznačen vodní štít, světle zeleně prostor bioregenerativní podpory života (skleníky).

Solární panely jsou vybaveny mechanismem, který umožňuje otáčení za sluncem. V případě prachových bouří je možné panely otočit solárními články dolů. Tento systém může eliminovat riskantní aktivity robotického nebo manuálního čištění solárních panelů. Obdobným systémem je vybavena i anténa (Obrázek 101).



Obrázek 101. Možnosti orientace solárních panelů. Model MB10 (vpravo).

První budova na Marsu bude tedy zřejmě rozkládací konstrukce vyrobená na Zemi a testovaná také na povrchu Měsíce. Nebude se jednat o klasickou architekturu respektující *Genia Loci* a využívající k výstavbě místní přírodní zdroje. Bude se jednat o robotický habitat s velkými rezervami zaměřený na bezpečnost a pohodlí posádek, které budou na povrchu Marsu vykonávat mise dlouhé přes 1,5 roku. Architektura takového habitatu je tedy

podřízena funkčnosti, kompaktnosti a užití a zohledňuje vlastnosti prostředí Marsu, možnosti raketových nosičů a logistické infrastruktury blízké budoucnosti (Obrázek 102).



Obrázek 102. Vizualizace habitatu Mars Base 10 verze 2 (spolupráce s architektem Tomášem Rouskem).

4.2. Bezpečnost práce a využití robotiky při konstrukci habitatu na Měsíci (viz přílohu 2)

Největší kosmické agentury stále plánují osídlení Měsíce. Avšak od dob misí NASA Apollo žádná agentura nepodnikla velké kroky k návratu na toto Zemi nejbližší nebeské těleso. Strategie osídlení Měsíce by zřejmě probíhala v několika stupních, kdy v první fázi bude na jeho povrch dopraven malý habitat pro velmi krátký pobyt a až další mise by zajistily větší modulové či rozkládací habitaty (Obrázek 103).



Obrázek 103. Schéma předpokládaného osídlení měsíce člověkem s potřebnými systémy.

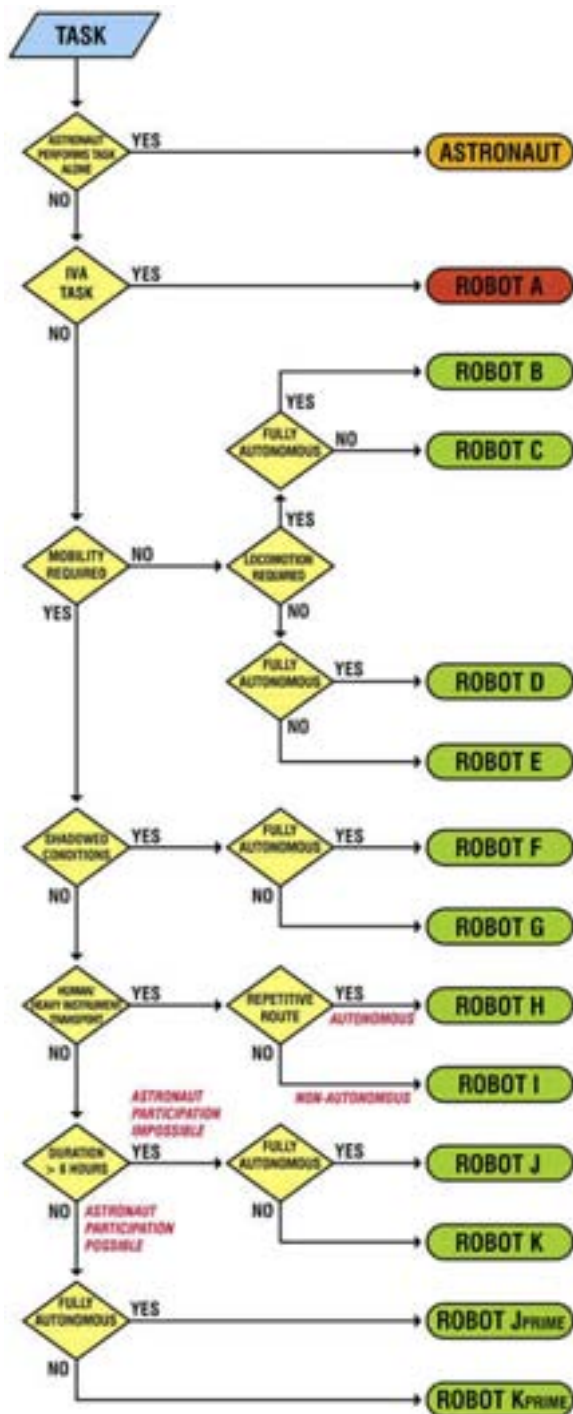
Tato práce byla zpracována ještě před zrušením mise NASA nazvané „Constellation“, která byla základním kamenem permanentního osídlení měsíce člověkem ve velmi blízké době dle obrázku výše. V současné době je tato strategie nahrazena plány na robotický průzkum Marsu. Ovšem i pilotované lety a případné habitaty vyslané k planetě Mars bude zřejmě nutné testovat na Měsíci a to z čistě časových důvodů. Zatímco cesta na Mars trvá okolo šesti měsíců, na Měsíc je možné se současnými technologiemi dopravit člověka nebo hardware v horizontu sedmi dní. Ačkoliv se prostředí Měsíce a Marsu velmi odlišují, drsnější prostředí Měsíce bez atmosféry a s šestinovou gravitací může dobře posloužit k testování konstrukce habitatu pro delší a komplikovanější mise na Mars.

Projekt ALERTS (Analysis of Lunar Exploratory Tasks for Safety) představuje strategii, kladoucí důraz na bezpečnost, dle níž mohou být jednotlivé činnosti při výstavbě a údržbě měsíčního habitatu nahrazeny robotickými systémy. Jakákoliv aktivita je na Měsíčním povrchu velmi riziková vzhledem k extrémnímu prostředí bez dýchatelné atmosféry, s nízkou gravitací, a kosmickým a slunečním zářením. Specifické mikroklima měsíčního povrchu je také faktorem zvyšující riziko aktivit na povrchu. ALERTS strategie se snaží veškerá přítomná rizika minimalizovat systematickým přístupem a nahrazením člověka robotem (Tabulka 10). Dle

typu aktivity je doporučen typ robotické platformy na základě předešlé analýzy úkonů (činností) a úrovně rizika s nimi spojenými.

Tabulka 10. Kategorie robotů (vlevo) a schéma výběru vhodné platformy dle činnosti (vpravo).

Kategorie	Robotická platforma
A	IVA dálkově ovládaný robot
B	Plně autonomní robotické rameno s pohybovým systémem
C	Polo/ne-autonomní robotické rameno s pohybovým systémem
D	Plně autonomní robotické rameno fixní
E	Polo/ne-autonomní robotické rameno fixní
F	Plně autonomní mobilní robot schopný pracovat ve tmě
G	Polo/ne-autonomní mobilní robot schopný pracovat ve tmě
H	Autonomní rover pro transport těžkého vybavení mezi předdefinovanými lokalitami
I	Dálkově ovládaný robot pro transport lidí v průběhu neplánovaných událostí
J/J-Prime	Malý plně autonomní rover
K/K-Prime	Malý polo/ne-autonomní rover



4.3. Orbitální habitat Omicron

Jedny z prvních aplikací architektury ve vesmíru již obíhají planetu Zemi. Mezinárodní kosmická stanice, následovník stanice MIR, je jedinou obyvatelnou konstrukcí na nízké orbitě Země. Jedna z možností jak v současnosti vybudovat orbitální habitat dostupnými prostředky je např. využití původně vojenské konstrukce, která je „volně“ k prodeji. Zatím nejúspěšnější konstrukce všech dob již od sedmdesátých let je původní modul stanice Saljut a její deriváty ruské výroby. Konverze takového modulu na veřejně přístupný habitat by se zaměřila na návrh všech subsystémů, provoz uvnitř i vně habitatu, ale hlavně na návrh stísněného interiéru a to z antropometrického hlediska pohybu člověka ve stavu beztlíže. Návrh takového habitatu musí plně odpovídat v současnosti dostupným technologiím a bude spoléhat na kvalitní raketové nosiče Proton a Sojuz. K architektonickému návrhu orbitálního hotelu je vhodné využít standardů NASA a ESA pro návrh obytných konstrukcí ve vesmíru.

Turismus do vesmíru je jedna z oblastí, k níž dochází od počátku 21. století k rozkvětu. První vesmírní turisté již navštěvují Mezinárodní kosmickou stanici, která ovšem není k turismu uzpůsobená. ISS je v podstatě laboratoř na zemské orbitě vybavená pokročilými vědeckými přístroji a technologiemi pro řadu experimentů, které na Zemi nelze simulovat.

Omicron tedy využívá konstrukci modulu typu Saljut nebo novějšího modulu Zvezda (derivát Saljutu). Oba moduly jsou téměř identické a liší se pouze vnitřní infrastrukturou. Díky dlouholetému testování a spolehlivému raketovému nosiči Proton, pro který je tento modul adaptován, byl tento habitat vybrán jakožto vhodný základ pro orbitální komerčně provozovaný hotel. Koncept Omicron se soustředí převážně na návrh rozložení interiéru uvnitř habitatu, jež je třeba adaptovat na unikátní podmínky mikrogravitace a to tak, aby byl bezpečný z ohledu minimálně trénovaných návštěvníků a efektivní z hlediska stísněného prostoru. Omicron umožní několikadenní pobyt třem lidem (dva pasažéři a jeden astronaut). Velmi omezený vnitřní prostor habitatu musí být navržen s důrazem na ergonomii a flexibilitu tak, aby umožnil následující aktivity:

- Soukromé/intimní aktivity jako aklimatizace prostředí mikrogravitace, relaxace, spánek, telekonference a hygienu
- Společné aktivity jako pozorování vesmíru a Země, zábava a vědecké experimenty v prostředí mikrogravitace a stravování
- Aktivity ve virtuálním prostředí
- Aktivity mimo prostor habitatu tzv. *Extra Vehicular Activity (EVA)* za použití vesmírního skafandru

Podpora života

Umělá podpora života je v habitatu nutností k zajištění vhodných podmínek pro život v případě pobytu člověka ve velmi extrémním prostředí. Tento systém na Omicronu zajišťuje dýchacelnou atmosféru, její recyklaci či obnovení, vhodnou pobytovou teplotu a recyklaci

či způsob uskladnění odpadů (Obrázek 105). U habitatu Omicron, který se pohybuje na nízké orbitě Země, je též nutné počítat s prostředím stavu beztláče, v němž se řada fyzicko-chemických procesů chová odlišně od prostředí s gravitací. Pohyb vzduchu a tekutin tak musí být vždy zajištěn uměle ventilátory a čerpadly.

Umělá podpora života v orbitálním hotelu Omicron je postavena na systému otevřeného cyklu, kdy veškeré zásoby a palivo potřebné k udržení požadované orbity jsou dopravovány do habitatu kosmickými loděmi Sojuz či Progress ze Země. Jedná se tedy systém založený na fyzikálně-chemické výměně látek obdobný systému na Mezinárodní kosmické stanici (Obrázek 105). Vzhledem k vysoké finanční nákladnosti dopravy materiálu na orbitu Země bude vybavení habitatu minimalizováno tak, aby zásobování bylo co nejefektivnější. Habitat tedy nebude vybaven pračkou a tradičním náčiním pro přípravu potravy. Potraviny a zásoba atmosféry bude přesně kalkulována dle denní spotřeby člověka (Tabulka 11). Odpad vyprodukovaný posádkou habitatu bude odvezen zpět na Zemi po ukončení pobytu v hotelu (Tabulka 12).

Tabulka 11. Spotřeba látek nezbytných k životu jednoho člověka za den (Wheeler, 2002).

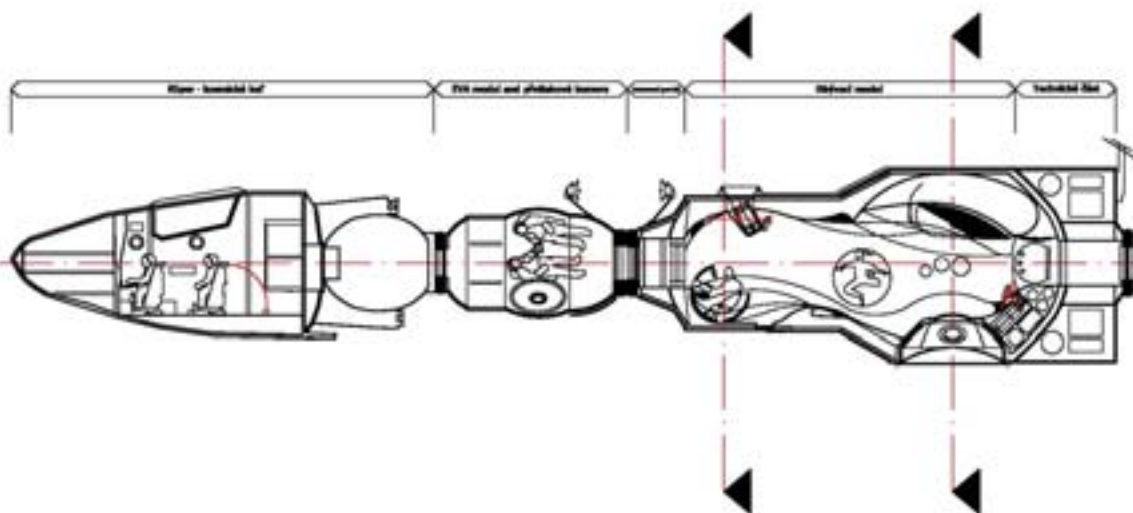
Spotřeba na osobu za den	Kg	%
Kyslík	0,83	2,7
Potraviny	0,61	2,0
Voda (k pití a přípravě jídla)	3,56	11,4
Voda (hygiena, prádlo, nádobí)	26,00	83,9
CELKEM	31,00	100,0

Tabulka 12. Produkty člověka za den (Wheeler, 2002).

Produkty člověka za den	Kg	%
CO ₂	1,00	3,23
Tuhý odpad metabolismu	0,11	0,35
Voda	<u>29,89</u>	<u>96,42</u>
<i>Moč</i>	3,87	12,48
<i>Hygiena</i>	7,65	24,68
<i>Prádlo, nádobí</i>	17,26	55,68
<i>Odpařování (vázaná voda)</i>	1,11	3,58
CELKEM	31,00	100,00

Denní spotřeba jednoho člověka je tedy přibližně 31 kg všech potřebných látek včetně potravy. Omicron bude muset zabezpečit pro 3 astronauty celkem 93 Kg surovin za den a to po dobu cca sedmi dnů plus cca 2 dny v kosmické lodi na orbitě při cestě k habitatu. Celková

suma poživatin bude tedy cca 837 Kg, které budou z části dopraveny do habitatu s turisty kosmickou lodí Sojuz (nebo v budoucnu Kliper) a z části zásobovací lodí Progress.



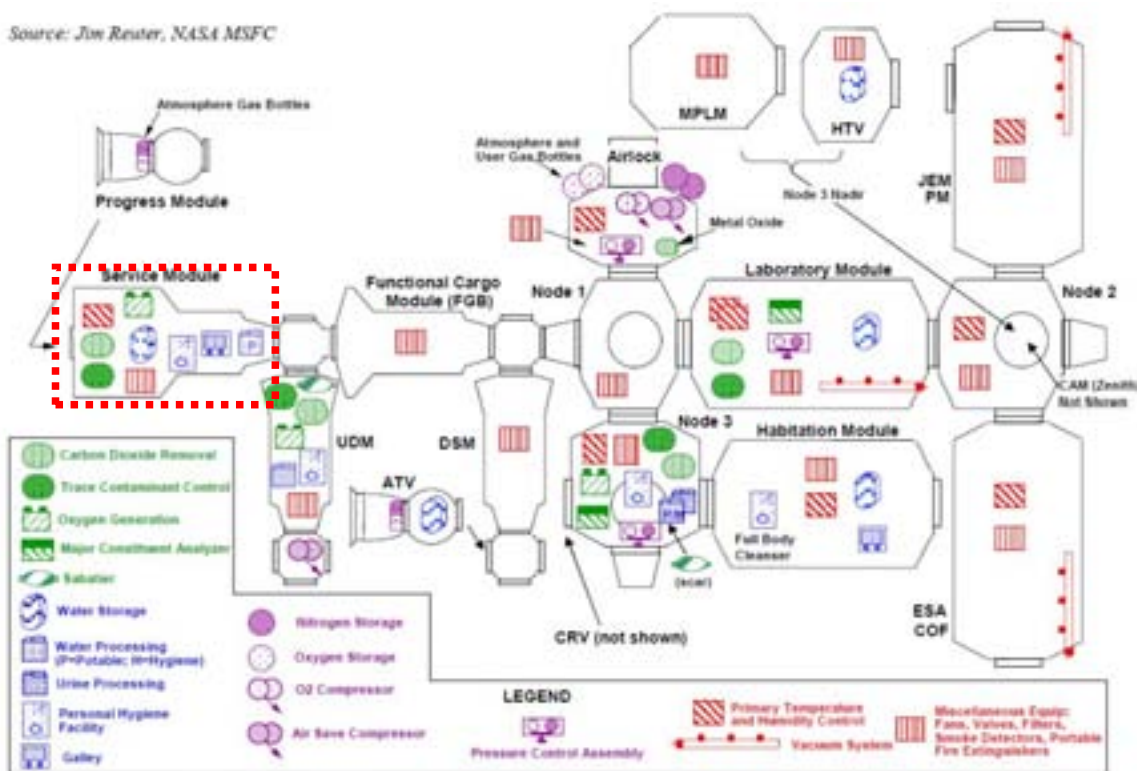
Obrázek 104. Řez orbitálního habitatu Omicron. Zleva doprava: koncept kosmické lodi Kliper, přetlaková komora pro výstup do vesmíru, kde jsou též uskladněny skafandry, a hlavní obytná část hotelu.

Ochrana proti nebezpečné radiaci

Omicron se bude nacházet ve výšce 300 až 400 km nad Zemí na orbitě s inklinací cca 51° (obdobné údaje jako ISS). To znamená, že se bude nacházet v magnetickém poli země a silné stínění ve smyslu protiradiačního úkrytu není vyžadováno. Záření v této výšce není smrtelně nebezpečné, pokud na Slunci neprobíhají sluneční erupce. Nicméně pro snížení rizika ozáření bude celý interiér jinak ocelového habitatu vystlán polyetylenovým štítem o tloušťce 80 až 100 mm a hliníkovou fólií o tloušťce 2 mm.

Z bezpečnostních důvodů budou všechna okna vybavena ocelovými okenicemi s mechanickým, manuálním zavíráním (zasunovací či odklápěcí). Počet oken bude minimalizován dle požadavků na pozorování Země, Vesmíru a požadavků navigace. Největší průhled bude umožněn obrácenou kupolí v zadní části habitatu, jež je vybavena jedním velkým oknem o průměru 600 mm, třemi malými okny a integrovaným teleskopem s možností přiblížení a fotografování. Další okenní otvor bude určen pro pozorování vesmíru taktéž za pomoci teleskopu a to v přední části habitatu. Následně je jeden malý okenní otvor umístěn u velícího můstku v přední části a také v soukromých, prostorově flexibilních „kajutách“.

Source: Jim Reuter, NASA MSFC



Obrázek 105. Schéma rozmístění součástí umělé podpory života na Mezinárodní kosmické stanici (Wheeler, 2002). Tečkovaným rámečkem je vyznačen modul (Zvezda), jež je základem habitatu Omicron.

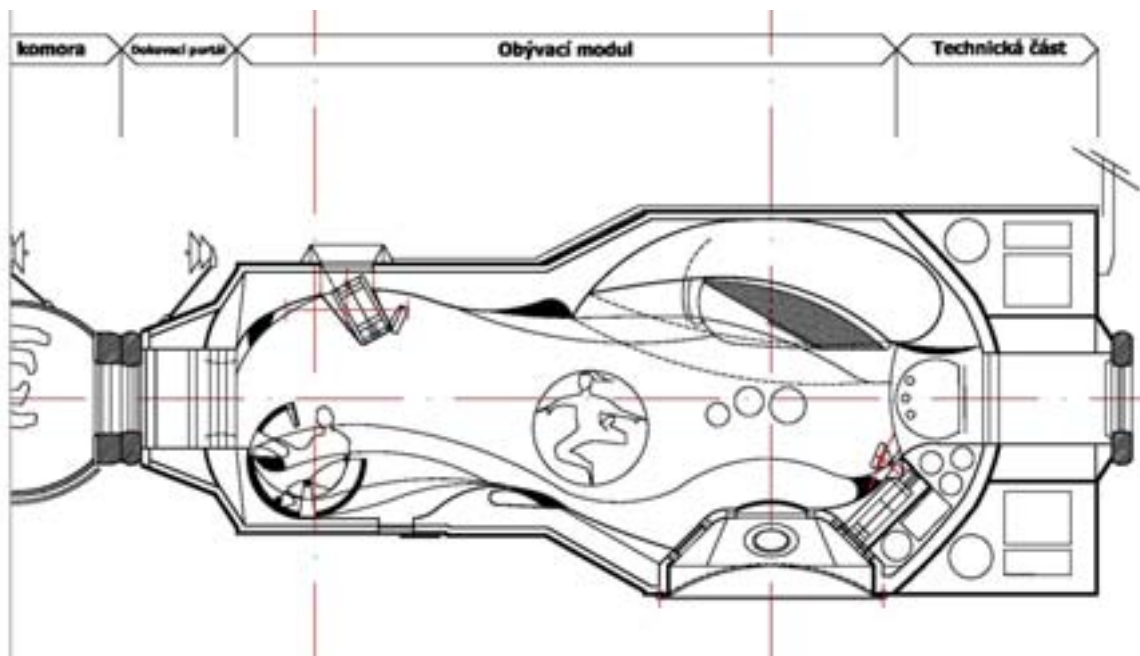
Požadavky na energetickou samostatnost habitatu jsou velmi vysoké. Omicron, pohybující se na nízké orbitě Země musí být plně autonomní systém, dynamicky reagující na požadavky provozu. Systém generování a správy elektrické energie a navrhované řešení zahrnují následující komponenty:

- Generování energie - solární panely
- Skladování energie - baterie
- Disipace zbytkového tepla - radiátory
- Absorpce slunečního záření - barevný povrch habitatu

Dispozice habitatu

Habitat se skládá ze dvou modulů. Menší modul vlevo je EVA modul ruské konstrukce známý pod označením „MRM2“ nebo „Pirs“, který je též součástí ISS. Jedná se o velkou přetlakovou komoru určenou k výstupu do otevřeného prostoru vesmíru vně habitatu (EVA aktivity). Tento prostor slouží též k uskladnění náhradních dílů a skafandrů astronautů, jež jsou poměrně objemné a v interiéru hlavního modulu by zabíraly příliš místa. Nejedná se tedy o prostor, v němž by turisté trávili významnou dobu svého pobytu ve vesmíru ovšem pro oblékání skafandru a několikahodinovou adaptaci na atmosféru skafandru bude tento modul

využíván. Speciální modul pro výstup do vesmíru je nutný proto, aby nedošlo k zbytečnému úniku dýchatelné atmosféry z hlavního modulu do vakua vesmíru v okamžiku otevření portálu a výstupu vně habitatu.



Obrázek 106. Podélný řez hlavní části Omicronu.

Do hlavního modulu Omicronu (Obrázek 106) je primární přístup skrze EVA modul. Hlavní modul je vybaven dvěma vstupními portály, jedním vpředu a jedním v zádi lodi. V přední části lodi se nachází kapitánský můstek, jenž je možné přemístit dle potřeby. Nad ním se nachází teleskop pro pozorování vesmíru, který je ve standardní poloze složen v tloušťce stropní konstrukce. Přední část modulu (vlevo) má tedy hlavně tyto dvě funkce a plasticita stěn je určena organicky tvarovaným potrubím vzduchotechniky. V zadní části lodi se nachází shluk tří flexibilních vaků, jež slouží ke spaní a soukromým aktivitám. Všechny vaky mají též malé okenní otvory. Tyto vaky je možné rozšířit či zploštit dle potřeby provozu (noc-den), ovšem jejich interiér je přístupný neustále nezávisle na jejich konfiguraci. Střední vak bude okupován kapitánem habitatu, a tudíž bude také vybaven kontrolním panelem pro správu vody a atmosféry. K tomuto vaku lze připevnit nafukovací sprchovou kapku z průsvitného materiálu, jež bude zásobena vodou pod tlakem, a jejíž proudění bude kontrolováno vzduchovými tryskami. Přívod vody a vzduchu bude v rozšířené části a kombinovaný odvod bude v prostoru zúženém. Sprcha bude po dokončení sprchování vysušena včetně jeho obyvatele dříve, než sprchovou kapku opustí. Ta může být následně vyfouknuta a složena do prostoru mezi vaky nebo může být použita dalším obyvatelem hotelu. Design nafukovací

konstrukce umožňuje plnit zvýšené požadavky na hygienu v Omicronu a je možné, aby každý obyvatel byl vybaven vlastní nafukovací sprchovou kapkou.

Pod shlukem vaků je v konstrukci zasazena obrácená kupole pro pozorování Země. Omicron tedy poletí nad Zemí orientován tak, aby tato kupole vždy směřovala k Zemi. Kupole má tři malá kruhová okna ve stranách kupole a jedno velké kruhové okno uprostřed. Ke čtvrtému oknu je trvale připevněn teleskop pro pozorování povrchu Země. Tento teleskop je vybaven digitálním rozhraním s možností mírného náklonu a značným optickým přiblížením. Oba teleskopy pro pozorování Země i vesmíru jsou vybaveny možností záznamu snímku digitálním fotoaparátem. Teleskop pro pozorování vesmíru je umístěn v přední části habitatu.

V zadní části habitatu se nachází systém pro správu a recyklaci vody a atmosféry a také toaleta obdobného typu jako na ISS. Tento komplexní systém, jak bylo výše uvedeno, je součástí umělé podpory života Omicronu a je třeba do něho doplňovat nezbytné látky pro bezchybný provoz. Na tento systém je v případě potřeby napojena sprchová kapka. V nejzazší části Omicronu se pak nachází technická část s motory, tryskami, palivem, zařízením pro navigaci atd. (Obrázek 106). Tato část je konstrukčně oddělena od části obytné ocelovou přepážkou. Střed této části je upraven jako průlez k zadnímu portálu lodi, k němuž je připojena záložní kosmická loď Sojuz-TM.

Plán pobytu v orbitálním hotelu

Několika dennímu pobyt v Omicronu bude předcházet pozemní trénink trvajících jeden až dva týdny. Budoucí vesmírní turisté budou exponováni vysokému zatížení G v centrifuze a budou trénovat stav beztlíže ve skafandru pod vodou. Nezbytnou přípravou bude pečlivé obeznámení se s interiérem hotelu na tréninkových modelech, se způsobem stravování a všemi ostatními „obtížemi“ a bezpečnostními procedurami stavu beztlíže.

Turisté s astronautem budou vyneseni na orbitu nosičem Sojuz v kosmické lodi Sojuz-TM z odpalovací rampy v Bajkonuru. Při startu zakusí přetížení 3G a po několika minutách již pocítí stav beztlíže. Následně bude docházet k fyziologické adaptaci na prostředí mikrogravitace, které má následky obdobné mořské nemoci. Adaptace může trvat jen pár hodin nebo až dva dny, což je doba letu ve stísněné kosmické lodi Sojuz-TM k orbitálnímu hotelu Omicron.

Po připojení Sojuzu k Omicronu posádka odloží své skafandry v EVA modulu, aktivuje systémy habitatu a pokračuje v aklimatizaci a v programu aktivit uvnitř habitatu. Zřejmě dvě nejvýznamnější aktivity budou pohyb ve stavu beztlíže a pozorování a fotografování Země a vesmíru. Jeden či dva dny mohou být věnovány výstupu do volného prostoru vesmíru ve skafandru a aktivaci prostředí virtuální reality uvnitř habitatu, jež nechá „zmizet“ interiér

habitatu. Drobné vědecké experimenty budou pečlivě připraveny tak, aby nedošlo k poškození habitatu při úniku tekutiny nebo látky z experimentu.

Pobyt bude organizován dle pozemského 24 hodinového cyklu. Hotel by měl být neustále obýván, tj. jednu posádku by střídala druhá. Denní údržba hotelu by byla prováděna celou posádkou a technická údržba kapitánem letu (astronautem). Čistě teoreticky by tak mohlo navštívit hotel až 100 turistů za rok. Ovšem vzhledem k občasné rozsáhlejší údržbě hotelu, kdy je možné, se pravděpodobně tak vysokého čísla nepodaří dosáhnout. Nejdůležitější omezení vyplývá z dostupnosti kosmické lodi a raketového nosiče, jež jsou zpravidla dostupné pouze na objednávku několik let dopředu a to ve velmi omezeném množství. Sojuz-TM je kosmickou lodí již není možné po přistání znovu použít (kosmická loď na jedno použití), proto bude provoz a budoucnost Omicronu záviset zcela na existenci opakovaně použitelné kosmické lodi, jako je například koncept Kliper od ruské společnosti Energia (Obrázek 104).

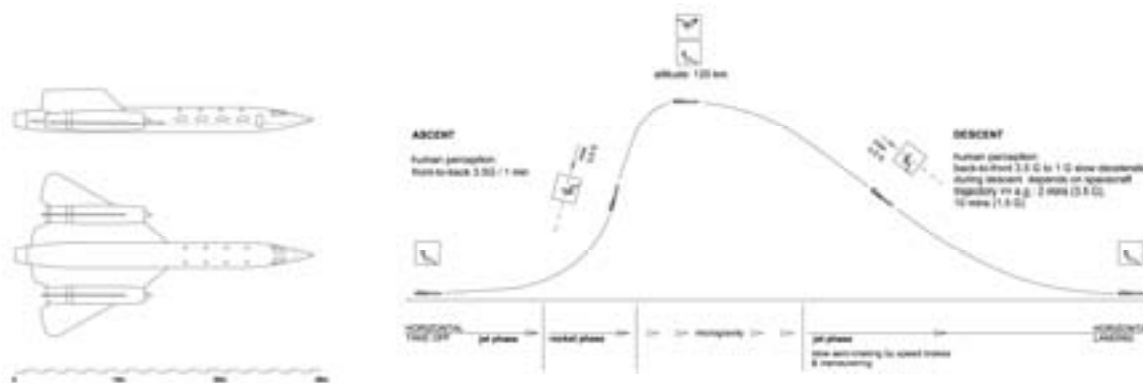
4.4. Interiér suborbitálního letounu (viz přílohu 3)

Koncept interiéru suborbitálního letounu byl vyvinut na International Space University ve Štrasburku jako finální produkt studie principů návrhu prostoru pro pobyt v oblasti prostředí nízké oběžné dráhy Země (*Low Earth Orbit (LEO)*) a studie současného stavu bezpečnosti interiéru začínajících komerčních letů do vesmíru.

Bezpečnost na palubě je zřetelně nejdůležitější činitel návrhu interiéru suborbitálního letounu. Stav beztíže, pozorování Země a vesmíru budou unikátní aktivity, kterým se pasažéři v průběhu transkontinentálního (z místa A do místa B) nebo čistě turistického (z místa A do místa A) sub-orbitálního letu budou moci věnovat. Koncept interiéru nazvaný „Silverbird“ je kompletně adaptován pro bezpečný pohyb ve stavu beztíže a pohodlné pozorování Země a vesmíru v průběhu celého letu.

Návrh letounu a letového profilu (Obrázek 107) vyplynul z požadavků na komfort a bezpečnost pasažérů. Letoun samotný je prezentován pouze pro lepší představu o celku (interiér, exteriér letounu) a pro ukázkou aplikace bezpečnostních principů v návrhu interiéru.

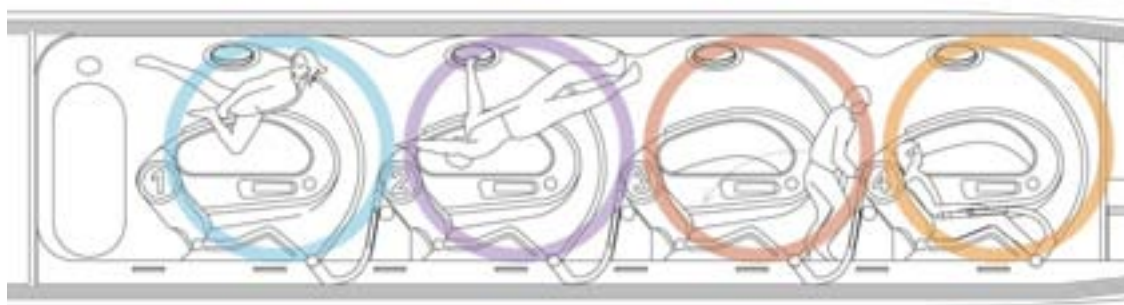
Letový profil navrženého letounu má 5 fází. Vzlet na konvenční ranveji za použití dvou tryskových motorů a vystoupení do výšky přibližně 15 km je následováno krátkou raketovou fází. Letoun je vybaven dvěma tryskovými motory a jedním raketovým motorem, který vynese letoun do výše cca do 60 km nad povrch Země a odtud letoun pokračuje, díky setrvačnosti, vzhůru do výšky překračující 100 km (neoficiální hranice vesmíru). V této fázi pasažéři zakusí vysoké zrychlení v řádech několika G ($1G=9,81m/s^2$). Letoun pokračuje do své destinace po parabolické dráze. V okamžiku průletu vrcholem paraboly se pasažéři budou moci na chvíli odpoutat a zkusit si pohyb ve stavu beztíže. Následně je třeba pasažéry znovu uchytit do sedadel, protože bude zahájeno přirozené klesání po balistické trajektorii.



Obrázek 107. Schéma letounu Silverbird (design inspirován vojenským letounem Blackbird SR-71) a schéma letového profilu (vpravo).

Letoun má kapacitu 8 pasažérů (Obrázek 108). Jeden ze dvou pilotů bude v době stavu beztíže plnit funkci instruktora. Let bude trvat přibližně 2 hodiny a maximální zrychlení

působící na pasažéry v ose X (ve směru kolmém k rovině proložené mozkiem a srdcem) by nemělo překročit $+3,5$ G po dobu přibližně jedné minuty. Doba stavu beztlíže by neměla překročit 5 minut. Návrh interiéru letounu Silverbird se soustředí na prostorové oddělení pasažérů, které má zabránit potenciálně nebezpečné interakci mezi pasažéry. Velké opěrky hlavy a plastické tvarování interiéru vymezuje tzv. osobní prostor. Rozmístění oken a ve stěnách zapuštěných madel, je taktéž vedeno principem izolace jednotlivých pasažérů. Okna ani ve zdi integrovaná madla nepřesahují „osobní prostor“ pasažéra. Jedná se o opačný přístup, ve srovnání s interiéry letounů od společností Virgin Galactic a EADS Astrium, jejichž vnitřní prostor je navržen s důrazem na společný volný prostor kabiny pasažérů umožňující jim volný pohyb ve stavu beztlíže. Interiér Silverbirdu představuje také inovativní techniku jak přistoupit k problému opětovného usazení pasažéra v jeho sedadle včas, a to v okamžiku stavu beztlíže pomocí mechanismu bezpečnostní páky (Obrázek 109).

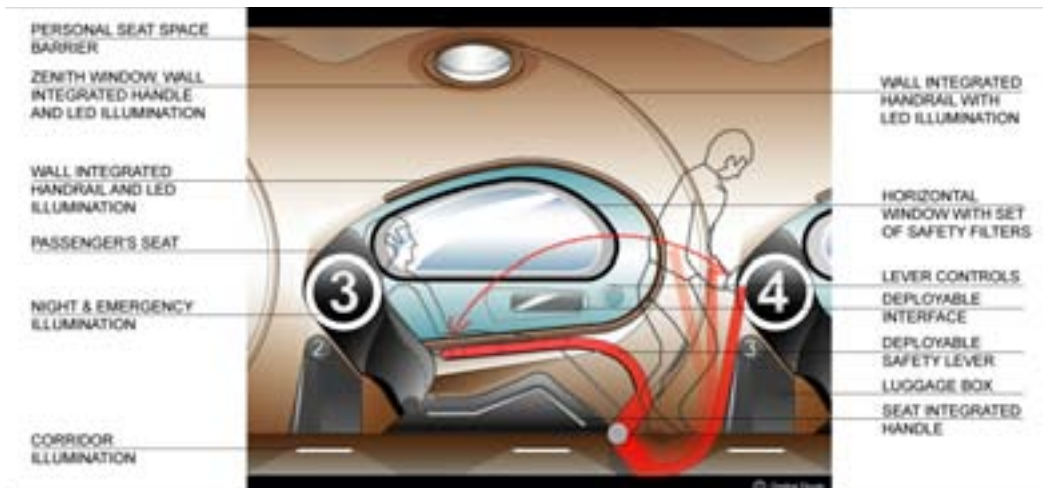


Obrázek 108. Podélný řez trupu letounu Silverbird. Barevně je vyznačen osobní prostor pasažéra.

Pohodlná pozorování v průběhu celého letu jsou umožněna díky velkému horizontálnímu oknu, jehož křivka kopíruje automatický pohyb sedadla v okamžiku raketové fáze letu. Sedadlo se v tomto okamžiku napřimuje, aby nastavilo tělo pasažéra do polohy nejméně nebezpečné z hlediska vysoké akcelerace ve směru letu. Pasažér má tak možnost pozorování také v této krátké a dramatické fázi letu. Druhé okno nad hlavou pasažéra umožňuje pohodlný výhled nad letoun v průběhu téměř celého letu. Sedadla jsou pro větší bezpečnost vybavena šestibodovými bezpečnostními pásy.

Pasažéři sub-orbitálních letů budou pravděpodobně nuceni obléci speciální oblek ke snížení rizik spojených s letem na hranici vesmíru. Výzvy spojené s návrhem bezpečného interiéru se dotýkají neprozkoumaných oblastí designu prostoru pro beztlížný stav s požadavky na umělou atmosféru, tlak, odhlučnění, stínění proti nebezpečnému záření, a to vše s případnými pohotovostními scénáři. Koncept Silverbird je pokus o nastínění řešení velmi komplikované a nepříliš prozkoumané problematiky.

Úspěch tohoto konceptu napomohl k zahájení výzkumu principů pro návrh orbitálních habitatů na ISU ve Štrasburku.



Obrázek 109. Pohled na osobní prostor pasažéra – červeně je vyznačen mechanismus bezpečnostní páky.

5. Závěr

Specifika extrémního prostředí, se kterými se architektura musí vyrovnat, spočívají v extrémních teplotách a klimatu, izolaci, nedostupnosti infrastruktury a v těch nejextrémnějších případech také v nepřítomnosti atmosféry, přítomnosti smrtelné radiace a změnách v gravitačním poli. Znalost pokročilých technologií, obnovitelných zdrojů a efektivních metod výstavby je pro takováto prostředí nezbytnou nutností. Obecně lze konstatovat, že lidské aktivity, biologické procesy, přenosy energií mezi prostředím a člověkem aj. jsou u architektury v extrémním prostředí zkoumány více do hloubky než v architektuře tradiční.

Studium architektury v prostředích, která nejsou pro člověka nejpříznivější a snaha o pohled „s vrchu“, s odstupem nás přivádí též do oblastí nad pozemskou atmosférou – do vesmíru, kde člověk nemůže přežít bez kompletně uměle vytvořeného prostředí imitujícího prostředí Země. Studium architektury v prostředích zcela neobyvatelných (podvodní a kosmické habitaty) napomáhá podhalit elementy architektury, které mohou být nápomocny v prostředí běžně obyvatelném (např. umělá podpora života a recyklace vody). Transfer technologií mezi oblastmi extrémního prostředí a prostředím běžně obyvatelným se v budoucnu možná stane důležitou součástí architektury. Dosažená úroveň soběstačnosti člověka nebo jím vyvinutých systémů stále není na takové úrovni, aby se mohl od své rodné planety Země natrvalo odpoutat. Umožňuje mu však obývat stále více extrémní prostředí. Důležitým důsledkem pobytu v extrémním prostředí je užití velmi specifické architektury, která by jinak nebyla vyvinuta a jejíž použití v běžném obytném prostředí může mít významný přínos. Vedle transferu technologického tak možná budeme v budoucnu pozorovat transfer architektury.

Technologie a metodologie užívané v architektuře v extrémním prostředí se již dnes pomalu implementují do tradiční architektury, a to hlavně z obecných důvodů zvýšení efektivity a kvality samo-udržitelného obytného prostoru. Transfer technologií však není v architektonické disciplíně dostatečně aplikován. Případné propojení architektonického navrhování a výzkumu, jako tomu je v automobilovém či leteckém průmyslu, by mohlo napomoci rychlejšímu rozvoji tradiční architektury.

Architektura pro vědu a výzkum a vedle toho výzkum architektury jsou zpravidla odlišné oblasti, které se však v dnešní době prolínají v oblasti v extrémních prostředí, do nichž člověk pomalu proniká. Člověk se vypravuje do nehostinných oblastí nejprve za průzkumem a za získáním znalostí o neznámém prostředí. Věda je tak jedním z významných činitelů expanze člověka, ale i hlavním důvodem výstavby habitatů v extrémním prostředí.

Turismus a těžba surovin (či jiné komerční využití) jsou oblastmi lidských aktivit, které následují vědu v praktickém využití prozkoumaného prostředí.

V okamžiku, kdy je extrémní prostředí shledáno bezpečným díky prostředkům, které poskytuje technologie a architektura, se do něho člověk vypravuje za zábavou a získáváním osobní zkušenosti. Cestování do vysokohorských oblastí či návštěvy pouští jsou dnes již běžnou praxí. Turismus do polárních oblastí je již aktuální stejně jako do prostředí mimo zemskou atmosféru. Architektura je a bude v těchto prostředích klíčovou součástí lidského pobytu, napomáhající harmonickému soužití člověka a okolního prostředí.

Za habitaty v nejextrémnějším prostředí lze považovat podvodní a vesmírná obydlí. Jedná se o relativně novou oblast zájmu architektury v prostředí, která jsou značně odlišná díky absenci dýchatelné atmosféry. U habitatů na orbitě je třeba navíc brát v úvahu beztížný stav, který má vliv nejen na fyziologii a psychologii člověka, ale též na řadu fyzikálních procesů a následně na prostorové uspořádání a provoz habitatu. Beztížný stav (stav volného pádu) je oproštěn od základních směrů orientace v prostředí gravitačním. Polohu nahoře ani dole nelze v prostředí mikrogravitace identifikovat. I v takto extrémním a odlišném prostředí je však člověk schopen pobývat díky své jedinečné schopnosti adaptace, technologickému pokroku a specifické architektuře. Ačkoliv je oblast architektury ve vesmíru v počátcích, jedná se o důležitou součást architektury jako celku, jež může mít důležitý vliv na budoucí vývoj architektury z pohledu transferu technologií, metod a holistickému a více podrobném přístupu.

Absolutní závislost na technologiích tak činí z architektury v extrémním prostředí skutečný stroj na bydlení, který uměle zajišťuje všechny složky prostředí, a tím umožňuje člověku jeho aktivity mimo přirozeně obyvatelná prostředí na povrchu Země. Navrhování pro extrémní prostředí však také přináší nové poznatky nejen o architektuře, ale též o člověku jako vysoce adaptabilním organismu, jehož potřeba a touha po poznání ho přivádí nejen do prostředí přirozeně neobyvatelných na Zemi, ale též mimo gravitační pole jeho rodné planety Země, na Měsíc a s velkou pravděpodobností již v tomto století také na planetu Mars.

„Můžeme předpokládat, že to, čím rozumíme architekturu dnes a co chápeme pod pojmem technologie, budou v budoucnu dvě neslučitelné disciplíny. Architekt, který navrhuje sladění s novou technologií, již ví, že bude ve velmi rychlé společnosti. Aby se udržel rychlého technologického pokroku, bude možná nucen napodobit futuristy, zbavit se historického a kulturního kontextu a to včetně „roucha“, skrze které je rozpoznán jako architekt (Hildebrand, 1974)“.

Literatura:

- Adámek, H. (2. duben 2003). *Stanice bude! - Rozhovor s Prof. Proškem*. Získáno 24. březen 2010, z National Geographic Česko: <http://www.national-geographic.cz/projekty/antarkticky-projekt/stanice-bude!---rozhovor-s-prof-proskem-166/>
- Adams, C. (30. květen 2003). *An Interview with Constance Adams, Architect for the TransHab Inflatable Space Station Module*. Získáno 24. únor 2010, z Hobbyspace: <http://www.hobbyspace.com/AAdmin/archive/Interviews/Systems/ConstanceAdams.html>
- Alexander, A. (8. únor 2010). *Check Out the Habitat*. Získáno 12. březen 2010, z NOAA's Aquarius: <http://www.uncw.edu/aquarius/about/about.htm>
- Andreson, R. (25. květen 2002). *Human Endurance*. Získáno 22. únor 2010, z Human Endurance: http://www.news.com.au/couriermail/extras/headstart/activities_arch/human_endurance_2003.htm
- Bareš. (2001). Czechs in Space. *Acta Astronautica, Vol. 48, No. 5-12*, str. 957.
- BAS. (27. říjen 2009). *Halley VI poised for a busy construction season*. Získáno 22. únor 2010, z British Antarctic Survey: http://www.antarctica.ac.uk/living_and_working/research_stations/halley/halleyvi/
- BBC-Two. (1. červen 2008). *Welcome to Project Redsand*. Získáno 11. duben 2010, z project-redsand: <http://www.project-redsand.com/>
- Bercha, F. G. (2003). *Human Performance in Arctic Offshore Escape, Evacuation, and Rescue*. Calgary: Bercha Engineering Limited.
- Bogdan, L. (1. březen 2010). *Duany Flatpack Prefab Unveiled, 1000 Shelters to be Donated to Haiti*. Získáno 10. duben 2010, z Inhabitat: <http://inhabitat.com/2010/03/01/1000-duany-shelters-to-be-donated-to-haiti/>
- C2C. (16. listopad 2010). *C2C Launch Event and Clinic Unveiling*. Získáno 5. únor 2010, z Containers to Clinics: http://www.containers2clinics.org/news_and_media/events/ica.html
- Canright, S. (13. květen 2004). *Space Radiation Health Project*. Získáno 9. březen 2010, z NASA Education: http://www.nasa.gov/audience/foreducators/postsecondary/features/F_Space_Radiation_Project.html
- Cermack, M. (8. leden 2010). *Fundamentals of Radiation Exposure and of Biological Effects of Space Weather*. Strasbourg, Francie: International Space University.

- Cieluch, U. (únor 2010). *Private support organisation at Alfred Wegener Institute in Bremerhaven*. Získáno 24. březen 2010, z Alfred-Wegener-Institut: http://www.awi.de/en/news/press_releases/detail/item/private_support_organisation_at_alfred_wegener_institute_in_bremerhaven/?cHash=52caa2ffeed4eafdb3122cb9e2a1de66
- Clément, G. (10. prosinec 2009). Life on Board of ISS. (O. Doule, Tazatel)
- Clément, G., & Bukley, A. (2007). *Artificial Gravity*. Hawthorne, California: Springer.
- Coghlan, A. (21. březen 2009). *Oil rigs may be fit for porpoise*. Získáno 21. únor 2010, z New Scientist: <http://www.newscientist.com/article/mg20127004.400-oil-rigs-may-be-fit-for-porpoise.html>
- Coninck, R. D., & Berte, J. (2007). *Design Of The Self-Supporting Belgian Antarctic Station: A Passive Building Running On Sun And Wind Energy*. Získáno 10. březen 2010, z 3E: <http://www.3e.be/library/OMT4ZTZP.pdf>
- Cousteau, J.-Y. (duben 1966). *Working for Weeks on the Sea Floor*. Získáno 11. duben 2010, z Overfishing: http://overfishing.org/interesting/documents/national_geographic/1966-april_national-geographic_working-on-the-sea-floor/
- Cunha, P. (listopad 1999). *Viver Sob o Mar Sonho ou Realidade*. Získáno 11. duben 2010, z pdic: <http://www.pdic.com.br/pdic2005/biblioteca/viversobmar.asp>
- Dino, J. (13. listopad 2009). *LCROSS Impact Data Indicates Water on Moon*. Získáno 20. listopad 2009, z NASA: http://www.nasa.gov/mission_pages/LCROSS/main/prelim_water_results.html
- Doule, O. (2010). Curriculum Proposal for Space Architecture Studies. *ISU Symposium "Public Face of Space"*. Strasbourg: International Space University.
- Doule, O. (23. listopad 2009). Introduction into Space Architecture. Illkirch-Graffenstaden, Parc d'Innovation, Francie: International Space University.
- Dudley-Rowley, M. (3. duben 1997). *Deviance in the Extreme Environment*. Získáno 24. únor 2010, z pweb: http://pweb.jps.net/~gangale/opsa/DevianceAmongExpeditioners/newor11_frm.htm
- Duerk, D. P. (říjen 2004). Curriculum for Aerospace Architecture, With Emphasis on Lunar Base and Habitat Studies. *NASA/CR-2004-212820*. Moffett Field, California, USA: National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center.
- Eckart, P. (1996). *Spaceflight Life Support and Biospherics*. London: Kluwer/Microcosm Press.
- Eckhout, M. (2005). Concept House. *Towards Customized Industrial Housing*. Delft, Holandsko: TU Delft.

ESA. (6. únor 2006). *Advanced Life Support*. Získáno 10. březen 2010, z ESA: <http://ecls.esa.int/ecls/?p=waterrecycling>

ESA. (26. květen 2006). *Black water treatment unit for Concordia*. Získáno 21. 2 2010, z ESA Aurore Programme: http://www.esa.int/esaMI/Aurora/SEM98U7X9DE_0.html

ESA. (22. říjen 2004). *Konstantin Tsiolkovsky*. (ESA) Získáno 4. březen 2010, z ESA, Human Spaceflight and Exploration: http://www.esa.int/esaHS/SEMCLJ1A6BD_exploration_0.html

ESA2. (21. srpen 2003). *Lunar Outpost Photo Gallery*. Získáno 24. 2 2010, z Lunar Outpost: <http://lunaroutpost.com/gallery/iss/pages/ISS.htm>

ESO. (21. únor 2010). *Very Large Telescope*. Získáno 21. únor 2010, z ESO: <http://www.eso.org/public/teles-instr/vlt/index.html>

Exploratorium. (2010). *Land of Ice and People*. Získáno 10. duben 2010, z Ice Stories: <http://icestories.exploratorium.edu/dispatches/big-ideas/greenland/>

Fischer, A.-M. (16. září 2009). *Solar panels shaped like clay roof tiles*. Získáno 5. duben 2010, z Springwise: http://www.springwise.com/eco_sustainability/solepowertile/

Fojtová, T. (17. březen 2008). *VĚDA NA ANTARKTIDĚ - TUHÁ ZIMA A NOVÉ MAPY*. Získáno 24. březen 2010, z National Geographic Česko: <http://www.national-geographic.cz/veda-a-vesmir/mise-antaktida-vedci-pozorovali-globalni-zmeny-tvorili-geologicke-mapy-a-posilali-esemesky-1785/>

GalacticSuite. (4. srpen 2006). *Galactic Suite Space Assembling*. Získáno 24. únor 2010, z Galactic Suite Stay: <http://www.galacticsuiteprocess.com/blogStay/>

GalacticSuite. (10. srpen 2007). *Hotel espacial para el 2012*. Získáno 24. únor 2010, z Ideasgeek: <http://www.ideasgeek.net/2007/08/10/hotel-espacial-para-el-2012/>

Garvey, J. (22. srpen 2008). *Thirty-eight people make reservations for space hotel*. Získáno 20. únor 2010, z Gizmag: <http://www.gizmag.com/thirty-eight-people-reserve-galactic-suite-space-hotel/9851/>

Greene, N. (2010). *The Evolution of the Space Suit*. Získáno 22. únor 2010, z About.com: <http://space.about.com/od/spaceexplorationtools/tp/spacesuiteevolution.01.htm>

Grocott, M. P. (2008). Human physiology in extreme environments: lessons from life at the limits? *Postgraduate Medical Journal*, 84 (987), stránky 2-3.

Hall, T. (1995). The Architecture of Artificial Gravity. *SPACE MANUFACTURING 10 PATHWAYS TO THE HIGH FRONTIER* (stránky 182-192). Princeton: Space Studies Institute (SSI) and American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA).

Hanford, A. (31. říjen 2005). *Advanced Life Support Research and Technology Development Metric – Fiscal Year 2005*. Houston, Texas, USA: Engineering and Science Contract Group Jacobs Sverdrup.

Hibernia. (2010). *About Hibernia*. Získáno 22. únor 2010, z Hibernia:
http://www.hibernia.ca/html/about_hibernia/index.html

Hibernia-Public-Affairs. (2000). *Provincial Politics 1972-2001*. Získáno 11. duben 2010, z Memorial University of New Foundland: http://www.heritage.nf.ca/law/pol_hibernia.html

Hildebrand, G. (1974). *Designing for Industry, Architecture of Albert Kahn*. Cambridge: The MIT Press.

Hornyak, T. (29. duben 2010). *James Cameron building 3D cam for Mars rover*. Získáno 4. květen 2010, z CNET NEWS: http://news.cnet.com/8301-17938_105-20003827-1.html

Hu, E., Bartsev, S. I., & Liu, H. (2010). Conceptual design of bioregenerative life support system containing crops and silkworms. *Advances in Space Research* 45 , stránky 929-939.

Hubert, A. (24. květen 2007). *Indigenous Communities and Climate Change: A New Challenge for Adaptation*. Získáno 21. únor 2010, z Science Poles:
http://www.sciencepoles.org/articles/article_detail/indigenous_communities_and_climate_change_a_new_challenge_for_adaptation/

IPF. (9. únor 2010). *A Historical Handover in Antarctica*. Získáno 10. březen 2010, z Antarctica Station:
http://www.antarcticstation.org/docs/press_releases/pr_smart_grid_handover_20100208_en_100210.pdf

Jitkhajornwanich, K. (2006). *Shifting Comfort Zone for Hot-Humid Environments. PLEA2006 - The 23rd Conference on Passive and Low Energy Architecture*. Geneva.

JUL. (2010). *Jules' Undersea Lodge*. Získáno 12. březen 2010, z Jules' Undersea Lodge:
<http://www.jul.com/>

Kadlíková, L. (24. červen 2009). *Sněžka - nejvyšší hora České republiky*. Získáno 10. duben 2010, z Příroda: <http://www.priroda.cz/clanky.php?detail=1139>

Kauderer, A. (5. září 2007). *NASA Completes Undersea Mission*. Získáno 22. únor 2010, z NEEMO: http://www.nasa.gov/mission_pages/NEEMO/index.html

Kroner, W. M. (srpen 1989). *Intelligent Architecture Through Intelligent Design. Futures* , stránky 319-333.

Larson, W. J., & Pranke, L. K. (2000). *Human Spaceflight, Mission Analysis and Design*. New York: The McGraw-Hill Companies, Inc.

Lemmens, F. (2010). *SKIING ON SAND DUNES IN THE SAHARA IN ALGERIA*. Získáno 22. únor 2010, z Gettyimages: <http://www.gettyimages.com/detail/10083935/Stone>

Leveille, R. (2010). A half-century of terrestrial analog studies: From craters on the Moon to searching for life on Mars. *Planetary and Space Science* 58 , stránky 631–638.

MacElroy, R. D., Averner, M. M., Tibbitts, T. W., Bugbee, B. B., Horneck, G., & Dunlop, E. H. (1992). Life Sciences and Space Research XXIV (4) - Natural and Artificial Ecosystems. *Advances in Space Research Volume 12, Number 5, Life Sciences and Space Research XXIV (4) - Natural and Artificial Ecosystems*. New York: Pergamon Press.

Mars-Society. (23. srpen 2000). *Mars Direct Plan*. Získáno 20. únor 2010, z The Mars Society: <http://chapters.marsociety.org/toronto/Education/MarsDirect.shtml>

Mayhew, C. (10. srpen 2002). *Astronomy Picture of the Day*. Získáno 24. únor 2010, z NASA: <http://antwrp.gsfc.nasa.gov/apod/ap020810.html>

McFadden, S. (1. březen 2009). *The Call of the Biosphere: Dangerous Diminishment*. Získáno 22. únor 2010, z The Call of the Land: <http://thecalloftheland.wordpress.com/2009/03/01/the-call-of-the-biosphere-dangerous-diminishment/>

Meinhold, B. (14. leden 2010). *The Off-Grid Clean Hub*. Získáno 18. leden 2010, z Inhabitat: <http://www.inhabitat.com/2010/01/14/emergency-shelters-and-disaster-relief-for-the-people-of-haiti/>

Meinhold, B. (19. únor 2010). *Upcycle Living Rolls Out Affordable Shipping Container Housing*. Získáno 10. duben 2010, z Inhabitat: <http://inhabitat.com/2010/02/19/upcycled-living-rolls-out-affordable-shipping-container-housing/>

Mitchell, K. L., Bagdigian, R. M., Carrasquillo, R. L., Carter, D. L., Franks, G. D., Holder, D. W., a další. (květen 1994). *Technical Assesment of MIR Life Support Hardware for the International Space Station*. Získáno 10. březen 2010, z NASA Technical Reports Server: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19940026875_1994026875.pdf

Mondolithic-Studios. (4. duben 2009). *Bigelow Space Hotel*. Získáno 20. únor 2010, z Mondolithic Studios: <http://www.mondolithic.com/?p=590>

Morgansolar. (2009). *Light-guide Solar Optic*. Získáno 5. duben 2010, z Morgansolar: <http://www.morgansolar.com/lgo.php>

Mount, F. E. (únor 2003). Evaluation of Neutral Body Posture on Shuttle Mission STS-57 (SPACEHAB-1). Houston, Texas: NASA. Načteno z http://ston.jsc.nasa.gov/collections/TRS/_techrep/TM-2003-104805revA.pdf

NASA. (2009). *Astronaut Training*. Získáno 11. duben 2010, z Oceaneering: <http://www.oceaneering.com/advanced-technologies/space-systems/human-space-flight/astronaut-training/>

National-Geographic. (2008). *Antarktický Projekt*. Získáno 24. březen 2010, z National Geographic Česko: <http://www.national-geographic.cz/projekty/antarkticky-projekt/>

National-Geographic. (duben 1964). *Starfish House: Conshelf Experiment*. Získáno 11. duben 2010, z Flickr: <http://www.flickr.com/photos/texascosmonaut/2695457802/>

National-Research-Council. (2004). *Future Needs in Deep Submergence Science, Occupied and Unoccupied Vehicles in Basic Ocean Research*. Washington,; The National Academies Press.

Naval-Undersea-Museum. (27. červen 2007). *Naval-Undersea-Museum*. Získáno 11. duben 2010, z Naval-Undersea-Museum: <http://www.history.navy.mil/museums/keyport/html/sealab3.htm>

NEFSC. (4. červen 2009). *Historical Highlights 1970's*. Získáno 11. duben 2010, z Northeast Fisheries Science Center: <http://www.nefsc.noaa.gov/history/timeline/1970.html>

Nelson, M., Allen, J. P., & Dempster, W. F. (1992). Biosphere 2: A Prototype Project for a Permanent and Evolving Life System for Mars Base. *Advanced Space Research 12, ročník 5*, stránky 211-217.

NOAA. (15. prosinec 2008). Získáno 3. leden 2010, z NOAA Ocean Explorer: http://oceanexplorer.noaa.gov/explorations/06mexico/background/oil/media/types_600.html

Noordnung, H. (1995). *The Problem of Space Travel: The Rocket Motor, The NASA History Series, NASA SP-4026*. Získáno 21. 2 2010, z Google books: http://books.google.com/books?id=te15mpHmTWc&printsec=frontcover&hl=cs&source=gbv_v2_summary_r&cad=0#v=onepage&q=&f=false

Norsafe. (2010). *NORSAFE FREEFALL LIFEBOATS*. Získáno 4. listopad 2010, z Norsafe: <http://www.norsafe.no/index.php?aid=1334>

NURP. (30. září 2009). *NOAA Photo Library*. Získáno 11. duben 2010, z NOAA Photo Library: <http://www.photolib.noaa.gov/htmls/nur08032.htm>

OSHA. (2010). *Safety and Health Topics, Non-Ionizing Radiation*. Získáno 8. březen 2010, z United States Department of Labor, Occupational Safety and Health Administration: http://www.osha.gov/SLTC/radiation_nonionizing/index.html

ParkaShop. (2010). *Parka Shop Winter Collection*. Získáno 22. únor 2010, z The Parka Pages: <http://www.foundmark.com/pers/pages/choose.html>

Patat, N. (leden 2009). *X-Shooter goes on sky - 5th episode*. Získáno 21. únor 2010, z Cosmic Diary: http://www.cosmicdiary.org/blogs/eso/nando_patat/?m=200901

PhotographersDirect. (2010). *PhotographersDirect*. Získáno 21. únor 2010, z PhotographersDirect: <http://www.photographersdirect.com/buyers/stockphoto.asp?imageid=140689>

Pilkington, E. (14. duben 2009). *Swiss architect untouched by fad or fashion wins prized Pritzker award*. Získáno 24. únor 2010, z Guardian.co.uk: <http://www.guardian.co.uk/artanddesign/2009/apr/14/zumthor-pritzker-award>

Potts, T. (3. březen 2009). *Aquarius Archive*. Získáno 11. březen 2010, z NOAA's Aquarius America's Inner Space Station: <http://www.uncw.edu/aquarius/archive/1993.htm>

Reiger, G. (14. duben 2009). *Haughton Mars Project / Devon Island*. (NASA) Získáno 28. leden 2010, z NASA Human Research Program: http://humanresearch.jsc.nasa.gov/analog/analog_haughton.asp

Riva, A. (2007). *LE FORMAZIONI CORALLINE ATTUALI*. Získáno 11. duben 2010, z Mare Blu: <http://www.mare-blu.it/tesine.html>

Robert, R. (2006). *Construction Work at the Princess Elisabeth Station*. Získáno 11. březen 20, z Princess Elisabeth Antarctica: http://www.antarcticstation.org/index.php?/pictures_videos/picture_galleries/construction_work_at_the_princess_elisabeth_station/&uid=445&puid=445&mid=1804#page

Robertson, E. (22. říjen 2004). *Lunar Architecture Focused Trade Study Final Report. Exploration Systems Mission Directorate*. Washington DC 20546-0001, USA: National Aeronautics and Space Administration, Headquarters.

Rocketeer. (14. leden 2008). *Excalibur Almaz*. Získáno 20. únor 2010, z Rocketeer: <http://www.rocketeers.co.uk/?q=node/122>

Rogor, A. (2001). *ARCHITETTURA BIOCLIMATICA*. Získáno 27. březen 2010, z Sistemi Editoriali: <http://www.sistemieditoriali.it/catalogo/cdas9.htm>

Säntis. (16. říjen 2008). *Säntis - 2502m*. Získáno 11. leden 2010, z skyscrapercity: <http://www.skyscrapercity.com/showthread.php?t=673316&page=2>

Schat-Harding. (2010). *The New Generation Freefall Lifeboat FF1200 S*. Získáno 11. duben 2010, z Schat-Harding: http://www.schat-harding.com/doc/Diverse/Schat-Harding%20produktark%20FF1200_press.pdf

- Schilthorn. (2009). *Schilthorn Piz Gloria*. Získáno 5. únor 2010, z Schilthorn Piz Gloria: <http://www.schilthorn.ch>
- SICSA. (1989). *Partial Gravity Habitat Study, 6.0 Locomotion, NASA-USRA Final Report*. Houston: University of Houston, College o Architecture - SICSA.
- Smith, D. (2003). *Red Sands Fort, summer 2003*. Získáno 11. duben 2010, z Offshoreradio: <http://www.offshoreradio.co.uk/odds07.htm>
- Smith, P. (2007). *Sustainability at the Cutting Edge*. Oxford: Elsevier, Architectural Press.
- Soderman. (3. únor 2010). *NASA Budget to Fund Robotic Lunar Exploration*. Získáno 20. únor 2010, z NASA Lunar Science Institute: <http://lunarscience.arc.nasa.gov/articles/nasa-budget-to-fund-robotic-lunar-exploration>
- Stine, H. G. (1997). *Living in Space*. New York: M. Evans and Company, Inc.
- Suedfeld, P. (březen 2010). Historical space psychology: Early terrestrial explorations as Mars analogues. *Planetary and Space Science* 58, vydání 4. , stránky 639–645.
- SURA. (2005). *Chart oof the Electromagnetic Spectrum*. Získáno 9. březen 2010, z SURA: http://www.electrical-res.com/EX/10-17-19/SURA_Electromagnetic_Spectrum_Full_Chart.jpg
- SynClaire. (27. únor 2008). *Offshore Oil Platform Compared with Onshore Tallest Building*. Získáno 11. duben 2010, z Synclaire Civil Engineering: <http://synclaire.net/blog/2008/02/oil-platform-comparison/>
- Szokolay, S. V. (2004). *Introduction to Architectural Science*. Oxford: Elsever.
- Šálek, M. (17. únor 2009). *Zimní premiéra poštovny na Sněžce. Podívejte se*. Získáno 10. duben 2010, z Cestování Idnes: http://cestovani.idnes.cz/igcechy.asp?c=A090217_113353_ig_zima_tom
- Tichý, M. (6. září 2009). *Planetky a radar*. Získáno 9. březen 2010, z Planetky: <http://www.planetky.cz/print.php3?sid=241>
- Tolyarenko, N. (9. 12 2009). Ionizing Radiation Shielding. (O. Doule, Tazatel)
- UKDivers. (16. říjen 2007). *Exploring the Oceans Brook Bond Tea*. Získáno 11. duben 2010, z UKDivers: <http://www.ukdivers.net/history/oceans.htm>
- Ulmann, V. (2010). *Astronuklfyzika*. Získáno 7. duben 2010, z Jaderná a radiační fyzika: <http://astronuklfyzika.cz/JadRadFyzika6.htm>

- Vališ, Z. (19. červen 2006). *Náš host: Za sinicemi z Třeboně až do Antarktidy*. Získáno 24. duben 2010, z Český Rozhlas:
<http://www.radio.cz/cz/clanek/81928/pictures/c/antarktida/antarktida1.jpg#pic>
- VirginGalactic. (2009). *Virgin Galactic*. Získáno 9. duben 2010, z Spaceships:
<http://www.virinalgalactic.com/overview/spaceships/>
- Vision, A. a. (28. červenec 2008). *From the Earth to the Moon, To Live in a Balloon*. Získáno 22. prosinec 2009, z Life Without Buildings: <http://lifewithoutbuildings.net/2008/07/from-the-earth-to-the-moon-to-live-in-a-balloon.html>
- Vodrážka. (2009). *Fotoreportáž z expedice 2009*. Získáno 24. březen 2010, z Geologický výzkum Antarktidy: <http://www.geology.cz/antarktida/fotogalerie/expedice-2009>
- Vojíš, V. (2000). *BARENTSŮV DŮM NA DALEKÉM SEVERU*. Získáno 10. duben 2010, z Vladimír Vojíš: http://www.vova.cz/pgs1/ark_barents.htm
- VOX. (28. říjen 2009). *Zagora 4x4 Sahara Desert Tour Of Amezrou & Ancient Jewish Mellah, M'hamid Morocco Travel Gui*. Získáno 24. únor 2010, z Moroccotravel:
<http://moroccotravel063.vox.com/library/posts/tags/marrakesh+tour/>
- Ward, P. (1. únor 2010). *Antarctic Bases and Buildings - The Evolution of the Modern Base*. Získáno 21. únor 2010, z Cool Antarctica:
http://www.coolantarctica.com/Bases/modern_antarctic_bases.htm
- Warmus, W. (2001). *The Ocean Seminars*. Získáno 22. únor 2010, z Warmus:
<http://www.warmus.org/The%20Ocean%20Seminars.htm>
- Wheeler, R. M. (2002). *Life Support Concepts for Space Travel*. Florida: NASA Kennedy Space Center, Biological Sciences Branch.

Seznam obrázků a tabulek:

Obrázek 1. Kompozice satelitních snímků Země v noci - světlejší oblasti znázorňují osvětlená sídla a infrastrukturu (Mayhew, 2002).....	8
Obrázek 2. Tepelné výměny lidského těla s okolním prostředím. M= tvorba tepla metabolismem, Rd= sálání, Cd=vedení, Cv= proudění, E= odpařování (Szokolay, 2004, stránky 16,17).....	13
Obrázek 4. Olgayův tepelně vlhkostní diagram s vyznačenou změnou tepelného komfortu pro oblast Thajska. Data byla získána ve spolupráci s 322 Thajci (Jitkhajornwanich, 2006, str. 6).....	15
Obrázek 3. Olgayův diagram standardní vlhkostně tepelné pohody člověka v mírném pásmu (Rogor, 2001).....	15
Obrázek 5. S vhodným oblečením člověk může pobývat (adaptovat se) v prostředí s teplotami až	16
Obrázek 6. Člověk je schopen se svým oblečením přizpůsobit i vysokým teplotám okolo +50°C v prostředí pouště (Lemmens, 2010).....	17
Obrázek 7. Astronaut Bruce McCandless vybaven skafandrem s přenosnou jednotkou podpory života a osobní manévrovací jednotkou (<i>jetpack</i>) volně se pohybující ve vakuu na oběžné dráze Země (1984), (Greene, 2010).	18
Obrázek 8. Stísněné prostředí plně autonomního orbitálního habitatu stanice MIR (Adams, 2003).....	18
Obrázek 9. Funkční skladba autonomního systému zajišťující přísun energie (Larson & Pranke, 2000, str. 643).	19
Obrázek 10. Montáž fotovoltaických panelů v podobě vlnité keramické střechy (Fischer, 2009).....	21
Obrázek 11. Způsoby uspořádání slunečního koncentrátoru (Morgansolar, 2009).....	21
Obrázek 12. Schéma základních příjmů a výstupů člověka, jež by jeho životní prostředí mělo poskytovat či zajistit jejich správu (Doule, 2009).....	22
Obrázek 13. Schéma hlavních přírodních procesů na Zemi - „přírodní podpora života“ (Eckart, 1996, str. 29).	22
Obrázek 14. Schéma umělé podpory života na Mezinárodní kosmické stanici - adaptováno z (Hanford, 2005, stránky 11,12).	24
Obrázek 15. Spotřeba látek a produkty metabolismu člověka za den, tak jak byly kalkulovány pro kosmickou stanici MIR (Mitchell, a další, 1994, str. 19) a současnou Mezinárodní kosmickou stanici (Clément, 2009).	25
Obrázek 16. Spotřeba látek a produkty metabolismu člověka za den v kg ve studiích japonské agentury JAXA a americké NASA (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, stránky 12, 161).....	25
Obrázek 17. Belgická stanice "Princess Elisabeth" v Antarktídě je první zcela samo-udržitelný habitat v tomto extrémním prostředí (Robert, 2006).....	26

Obrázek 18. Schéma principu filtrace vody v recyklačním systému provozovaném na stanici Concordia, popis filtrů a fotografie filtračního systému (ESA, 2006).....	27
Obrázek 19. Schéma metabolismu rostliny. Spotřeba látek a produkty za den (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, p. 13).....	28
Obrázek 20. Schéma bioregenerativní podpory života s rostlinami a larvami bource morušového (Hu, Bartsev, & Liu, 2010, str. 932).	28
Obrázek 21. Biosphere II "Lung section" (plíce habitatu) - příčný řez (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, str. 151).	29
Obrázek 22. Podélný řez Biosphere II (MacElroy, Averner, Tibbitts, Bugbee, Horneck, & Dunlop, 1992, str. 213).....	29
Obrázek 23. Letecká fotografie Biosphere II v Arizoně - Uzavřený habitat enormních rozměrů byl vybudován pro autonomní simulaci přírodních procesů, tak jak probíhají v globálních rozměrech na Zemi (výzkumné centrum pro osídlení nehostinného prostředí na Marsu), (McFadden, 2009).	30
Obrázek 24. Lázně od Petera Zumthora - Vertikály a horizontály v architektuře či vztyčená, vertikální poloha člověka a jeho převažující horizontální pohyb po zemi nám zřetelně ukazují směr gravitační síly. Horizontální hladina vody na Zemi je další jev poukazující na směr gravitace (Pilkington, 2009).....	30
Obrázek 25. Vesmírný hotel Galactic Suite (v provozu od roku 2012). Kompozice modulů na orbitě (vlevo), modul s lázněmi (vpravo). Prostory a hmoty, které nejsou ovlivněny gravitací, ale silami vnitřního tlaku či povrchového napětí jsou zpravidla sférické. U vody převažuje povrchové napětí, a tudíž nevytváří rovnou hladinu jako na Zemi (GalacticSuite, 2007), (GalacticSuite, 2006).	31
Obrázek 26. Interiér habitatu s mikrogravitací dle návrhu Hermana Potočnika z přelomu 19. a 20. století - Na obrázku vidíme jednu osobu přichycenou pásky ke stolu tak, aby mohla stůl použít obvyklým způsobem. Druhá osoba "proplouvá" kruhovými dveřmi. Celý interiér je polstrován (Noordnung, 1995, str. 81).....	32
Obrázek 27. Neutrální pozice těla ve stavu beztlíže. Porovnání pozic šesti astronautů (vlevo) a souřadný systém člověka (vpravo) (Mount, 2003, str. 7).	33
Obrázek 28. SpaceShip2 - Suborbitální letoun poskytující svým pasažérům okolo tří minut stavu beztlíže (VirginGalactic, 2009).	34
Obrázek 29. Schodišťové rameno rotujícího orbitálního habitatu (viz Obrázek 84) Hermana Potočnika z r. 1929 spojující části habitatu s umělou gravitací a s mikrogravitací (Noordnung, 1995, str. 107).	35
Obrázek 30. Tolerance člověka ke stupni zrychlení (G) zobrazená jako funkce zrychlení, směru a času vzhledem k různé poloze lidského těla (Stine, 1997, str. 68).	36
Obrázek 31. Největší centrifuga na světě v Moskevském Hvězdném městečku je schopna simulovat ve volitelných směrech zrychlení přes 30 G.	37
Obrázek 32. Průběh zatížení člověka gravitačním zrychlením při téměř tříleté misi na Mars (Cermack, 2010).	38

Obrázek 33. Náklon těla v prostředí 1G na Zemi (vlevo) a v prostředí 0,17G na Měsíci (vpravo) s vyznačenou délkou kroku (SICSA, 1989, str. 10).	39
Obrázek 34. Schéma elektromagnetického spektra a aplikací jednotlivých vlnových délek (SURA, 2005).	41
Obrázek 35. Lidská DNA (vlevo) a lidská DNA po prostupu ionizujícího záření (Canright, 2004).	42
Obrázek 36. Stupeň pohltivosti záření Zemské atmosféry v závislosti na vlnové délce (Tichý, 2009).	42
Obrázek 37. Taourirt Kasbah - Tradiční architektura v Saharské poušti v Maroku (VOX, 2009).	45
Obrázek 38. Simulace Apollo mise v tréninkovém sopečném poli "Cinder Lake Crater Field". V pozadí je na pojízdně plošině připevněn obytný model vrchní část lunárního modulu (habitatu) Apollo (Leveille, 2010, str. 634).	46
Obrázek 39. Regionální architektura v poušti Atacama v Čile (PhotographersDirect, 2010). .	46
Obrázek 40. Astronomické teleskopy X-Shooter v poušti Atacama, na vrcholu Cerro Paranal (Patat, 2009).	47
Obrázek 41. Výzkumný komplex European Southern Observatory (ESO) v poušti Atacama je koncipován na principu kolosálního atriového domu. V pozadí je vidět vrchol Cerro Paranal s teleskopy X-Shooter (ESO, 2010).	47
Obrázek 42. Barentsův dům - vyobrazení domu z roku 1596 (Vojíš, 2000).	48
Obrázek 43. Regionální architektura v Arktidě, vesnice Inuitů v Kanadě (Hubert, 2007).	48
Obrázek 44. Obydlí v Grónsku (Exploratorium, 2010).	49
Obrázek 45. Výzkumná základna agentury NASA a společnosti Mars Society na pokraji Haughtonského kráteru v Kanadě. Oblast slouží k simulaci misí na povrchu Marsu (Reiger, 2009).	49
Obrázek 46. Jedna z prvních polárních základen na Antarktidě byla založena Britskými vědci v roce 1911 v oblasti McMurdo (Ward, 2010).	50
Obrázek 47. Francouzsko-italská základna Concordia postavena na fixovaných ocelových sloupech (ESA, 2006).	50
Obrázek 48. Britská stanice Haley IV – v současné době ve výstavbě. Základna je navržena jako soustava spojených modulů na stavitelných nohách s lyžemi (BAS, 2009).	50
Obrázek 49. Nová německá výzkumná stanice Neumayer III v Antarktidě nahrazující výzkumnou stanicí Neumayer II je též zbudována na výškově stavitelných sloupech (Cieluch, 2010).	50
Obrázek 50. Česká polární stanice J.G.Mendela Masarykovy univerzity v Brně na ostrově Jamese Rosse (Vodrážka, 2009).	51
Obrázek 51. Pohled na českou polární stanicí pod pokrývkou sněhu (National-Geographic, 2008).	51
Obrázek 52. Schilthorn 2973m – nejvyšší bod lyžařského resortu Mürren - Schilthorn ve Švýcarských Alpách (Schilthorn, 2009).	52

Obrázek 53. Vysokohorská meteorologická stanice ve Švýcarských Alpách (koncept), (Eeckhout, 2005).	52
Obrázek 54. Säntis 2,502m – meteorologická a telekomunikační stanice ve Švýcarských Alpách (Säntis, 2008).	52
Obrázek 55. Nová Poštovna na Sněžce od architektů Martina Rajniše a Patrika Hofmana (Kadlíková, 2009).	53
Obrázek 56. Zasněžená Poštovna (Šálek, 2009).	53
Obrázek 57. Kompletně samostatný habitat bez potřeby infrastruktury poskytuje vodu, hygienické zařízení a obnovitelný zdroj energie uvnitř standardního intermodálního kontejneru (Meinhold, 2010).	54
Obrázek 58. Plnohodnotné obydlí ve dvou či více intermodálních kontejnerech (Meinhold, Upcycle Living Rolls Out Affordable Shipping Container Housing, 2010).	54
Obrázek 59. C2C Containers to Clinics - pohotovostní kontejner s lékařským vybavením pro oblasti přírodních katastrof (C2C, 2010).	55
Obrázek 60. 1000 obydlí pro Haiti - Systém jednoduchých obydlí navržená architektem Andresem Duany - Miami (Bogdan, 2010).	55
Obrázek 61. Ropná plošina kotvená k mořskému dnu musí odolávat velmi extrémním povětrnostním podmínkám (Coghlan, 2009).	57
Obrázek 62. Typy ropných plošin a infrastruktura (NOAA, 2008).	57
Obrázek 63. Řez vybraných konstrukcí platform založených na mořském dnu a příhradových konstrukcích ve srovnání s pozemskými stavbami (SynClaire, 2008).	57
Obrázek 64. Těžební plošina Hibernia a zásobovací loď vlevo (foto z roku 1997). Základ plošiny tvoří hvězdicový caisson jež je pevně ukotven k mořskému dnu (Hibernia-Public-Affairs, 2000).	58
Obrázek 65. Těžební věž Hibernie zachycena z horní paluby (Hibernia, 2010).	58
Obrázek 66. Konfigurace původně vojenských habitatů na mořské hladině u pobřeží Velké Británie, jež jsou restaurovány a přebudovány na multifunkční veřejný komplex (Smith D. , 2003).	59
Obrázek 67. Záchranná platforma ropné plošiny - záchranný člun na plošině Hibernia (Bercha, 2003, str. 5).	59
Obrázek 68. Únikové platformy pro všechny obyvatele plošiny připevněné ve speciálních příhradových rámech na boku horní paluby (Norsafe, 2010).	60
Obrázek 69. Záchranný člun od firmy Schat-Harding je uzpůsoben dopadu z výšky až 50 metrů (Schat-Harding, 2010).	60
Obrázek 70. Podvodní habitat NEEMO Aquarius 15 metrů pod mořskou hladinou (Kauderer, 2007).	62
Obrázek 71. Podvodní habitat NEEMO Aquarius před ponořením (Potts, 2009).	62
Obrázek 72. Půdorys a příčný řez podvodního habitatu NEEMO Aquarius (Alexander, 2010).	62

Obrázek 73. Jules' Undersea Lodge - fotografie habitatu ještě před ponořením když sloužil jako výzkumná laboratoř (nahore) a fotografie současného interiéru (JUL, 2010).....	63
Obrázek 74. Půdorys podvodního habitatu Jules' Undersea Lodge (JUL, 2010).....	64
Obrázek 75. Podvodní tréninkový habitat pro kosmické mise se nachází v uzavřeném krytém bazénu (NASA, 2009).....	64
Obrázek 76. Vůbec první podmořský habitat byl realizován pod vedením Jeana Jacquese Costeaua v roce 1962 pod názvem CONSHELF I. (Francouzky Précontinent I.), (Cunha, 1999), (Riva, 2007).....	64
Obrázek 77. CONSHELF II byl realizován v roce 1963 a byl vybaven řadou doplňujících systémů a konstrukcí včetně potápěcího zvonu do větších hloubek (National-Geographic, 1964).....	65
Obrázek 78. CONSHELF III byl habitat určen do hloubky 100 m pod vodní hladinou, kde 6 francouzských vědců dýchalo směs helia a kyslíku po dobu tří týdnů - realizován 1964 (Cousteau, 1966), (UKDivers, 2007).	65
Obrázek 79. První podmořský habitat USA SEALAB 1 byl ponořen do hloubky 54 metrů v roce 1964 (Cunha, 1999).	65
Obrázek 80. SEALAB 2 (1965) a 3 (1969) byly habitaty identické konstrukce. Lišily se odolností a vybavením a SEALAB 3 byl určen do více jak 150 metrů (Naval-Undersea-Museum, 2007).	66
Obrázek 81. Hydrolab byl v provozu od roku 1966 a jednalo se o předchůdce současného habitatu NEEMO Aquarius. Tento habitat pojal až 4 aquanauty (NURP, 2009).	66
Obrázek 82. Podvodní laboratoř HELGOLAND byl habitat německé konstrukce a jako první byl navržen pro potopení do studených vod (výzkum mořských živočichů). Habitat byl v provozu od 1968 (NEFSC, 2009).	66
Obrázek 83. 1969, 1970 - TEKTITE I a II - byly velké výzkumné podvodní habitaty, které již nejsou v provozu. Kompozice dvou cylindrických konstrukcí byla opatřena vypouklými okny umožňující panoramatické pozorování pod vodou u Panenských ostrovů, USA (Warmus, 2001).....	66
Obrázek 84. Rotující vesmírný orbitální habitat od Hermana Potočnika (1929) poskytuje svým obyvatelům prostředí umělé gravitace po obvodu kruhového habitatu i prostředí mikrogravitace (ve středu habitatu). Energii habitat získává ze solárních koncentrátorů (Noordnung, 1995, str. 103).....	67
Obrázek 85. Klasifikace architektury ve vesmíru (Doule, 2010).	69
Obrázek 86. Mezinárodní kosmická stanice (<i>International Space Station</i>) má velikost fotbalového hřiště a je schopna pojmout 6 vědců (ESA, 2003).	70
Obrázek 87. Vizualizace orbitálního hotelu společnosti Bigelow Aerospace jehož koncept je založen na NASA-JSC nafukovacím habitatu tzv. TransHABu (Mondolithic-Studios, 2009).	71
Obrázek 88. Vizualizace orbitálního hotelu společnosti Galactic Suite (Garvey, 2008).	72

Obrázek 89. Vizualizace hotelu od společnosti Excalibur Almaz na nízké orbitě Země. Pravý modul představuje renovovanou stanici Saljut a levý kosmickou loď TKS s přistávacím modulem (Rocketeer, 2008).	72
Obrázek 90. Strategie devadesátidenní mise na Měsíc od vesmírné agentury NASA (Robertson, 2004).....	74
Obrázek 91. Fotografie „Athlete“ systému s válcovým habitatem a malý průzkumný robotický rover v popředí (Soderman, 2010).	74
Obrázek 92. Představa NASA o osídlení měsíce (Soderman, 2010).....	75
Obrázek 93. "Moon Base Two" - koncept nafukovacího lunárního habitatu pro 4 astronauty od architektů Andriase Voglera a Artura Vitorri (vizualizace studia Architecture and Vision), (Vision, 2008).....	75
Obrázek 94. Plánem mise „Mars Direct“ bylo založení prvních obydlí v automatizovaných pohyblivých habitatech (Mars Direct Plan, 2000).....	76
Obrázek 95. Mapa Marsu - Výsledek analýzy povrchu Marsu za účelem umístění základny (vyznačeno kruhovým terčem) Mars Base 10 na základě tří kritérií: 1) splnění výzkumného záměru, 2) obyvatelnosti, 3) hranice chráněných oblastí.	79
Obrázek 96. Postup při přistání modulu MB10 (hmotnost cca 40 tun na orbitě Marsu) na povrchu Marsu a nosič Ares V (vpravo) jehož nosnost je okolo 136 tun na nízkou oběžnou dráhu Země.	80
Obrázek 97. Postup robotické výstavby, rozložení a inicializace základny Mars Base 10 po dosednutí na povrch Marsu (zleva doprava).	81
Obrázek 98. Charakteristický řez rozvinutou základnou.....	81
Obrázek 99. Schéma 1.NP (vlevo), 2.NP (vpravo).	82
Obrázek 100. Řez základnou s barevně vyznačenými funkcemi (kruhové půdorysy jsou v odlišném měřítku než řez). Modře je vyznačen vodní štít, světle zeleně prostor bioregenerativní podpory života (skleníky).....	83
Obrázek 101. Možnosti orientace solárních panelů. Model MB10 (vpravo).	83
Obrázek 102. Vizualizace habitatu Mars Base 10 verze 2 (spolupráce s architektem Tomášem Rouskem).....	84
Obrázek 103. Schéma předpokládaného osídlení měsíce člověkem s potřebnými systémy. .	85
Obrázek 104. Řez orbitálního habitatu Omicron. Zleva doprava: koncept kosmické lodi Kliper, přetlaková komora pro výstup do vesmíru, kde jsou též uskladněny skafandry, a hlavní obytná část hotelu.....	89
Obrázek 105. Schéma rozmístění součástí umělé podpory života na Mezinárodní kosmické stanici (Wheeler, 2002). Tečkovaným rámečkem je vyznačen modul (Zvezda), jež je základem habitatu Omicron.....	90
Obrázek 106. Podélný řez hlavní části Omicronu.....	91
Obrázek 107. Schéma letounu Silverbird (design inspirován vojenským letounem Blackbird SR-71) a schéma letového profilu (vpravo).....	94

Obrázek 108. Podélný řez trupu letounu Silverbird. Barevně je vyznačen osobní prostor pasažéra.....	95
Obrázek 109. Pohled na osobní prostor pasažéra – červeně je vyznačen mechanismus bezpečnostní páky.....	96
Tabulka 1. Stupeň závažnosti okamžitého poškození lidského organismu v extrémním prostředí dle systému ALERTS (viz příloha 2).....	9
Tabulka 2. Stupeň pravděpodobnosti výskytu poškození lidského organismu v extrémním prostředí dle systému ALERTS (viz příloha 2).....	9
Tabulka 3. Příklad klasifikace rizika v konkrétním extrémním prostředí. Hlavní rizika spojená s průzkumem nehostinných míst jsou vědecky simulována např. v prostředí Arktidy a Antarktidy (Suedfeld, 2010, str. 641).	10
Tabulka 4. Pravděpodobnostní matice výskytu rizika poškození organismu v podmínkách extrémního prostředí. Schematicky je zvýrazněna oblast architektury v extrémním prostředí.	11
Tabulka 5. Faktory tepelné pohody člověka (Szokolay, 2004, str. 17).....	14
Tabulka 6. Parametry ovlivňující výběr a návrh autonomního systému pro generování elektrické energie (Larson & Pranke, 2000, str. 646).....	20
Tabulka 7. Průměrné hodnoty gravitačního zrychlení na nebeských tělesech (Eckart, 1996, str. 57).	38
Tabulka 8. Polotloušťka vybraných materiálů v mm pro záření Gama (Ulmann, 2010).....	43
Tabulka 9. Tabulka materiálů užívaných ke stínění ionizující radiace (Tolyarenko, 2009).	43
Tabulka 10. Kategorie robotů (vlevo) a schéma výběru vhodné platformy dle činnosti (vpravo).	86
Tabulka 11. Spotřeba látek nezbytných k životu jednoho člověka za den (Wheeler, 2002). ..	88
Tabulka 12. Produkty člověka za den (Wheeler, 2002).....	88

Seznam akronymů:

ALERTS – Analysis of Lunar Robotic Exploratory Tasks for Safety (týmový projekt studentů magisterského studia na International Space University ve Štrasburku)

ATV – Automated Transfer Vehicle

AUV - Automated Underwater Vehicle

BLSS – Biological Life Support System (Biologická podpora života)

GCR - Galactic Cosmic Rays

ECLSS – Environmental Control and Life Support System (Podpora a kontrola umělého životního prostředí)

ESA – European Space Agency (Evropská kosmická agentura)

EURISY – European Association for International Space Year

EVA – Extra Vehicular Activity (Pobyt mimo habitat ve skafandru)

HOV – Human Occupied Vehicle

ISS – International Space Station

NASA – National Aeronautics and Space Administration (Americká kosmická agentura)

NASA-JSC – National Aeronautics and Space Administration-Johnson Space Center

NEEMO – NASA Extreme Environment Mission Operations (Název podvodního habitat)

PCL – Programmable Logic Controller (Systém zajišťující distribuci energie dle aktuálních požadavků)

RCV – Remotely Controlled Vehicles

SMS – Space Motion Sickness

SICSA – Sasakawa International Center for Space Architecture

SPE – Solar Particle Events (Sluneční erupce)

PŘÍLOHA DISERTAČNÍ PRÁCE



České vysoké učení technické v Praze

Fakulta Architektury

Ústav navrhování III - 15129



ARCHITEKTURA V EXTRÉMNÍM PROSTŘEDÍ

(ARCHITECTURE IN EXTREME ENVIRONMENT)

Příloha disertační práce

k získání akademického titulu "doktor", ve zkratce "Ph.D."

Ing. arch. Ondřej Doule, M.Sc.

Doktorský studijní program: *Architektura a urbanismus*

Studijní obor: *Teorie architektonické tvorby*

Praha, květen 2010

Disertační práce byla vypracována v prezenční a kombinované formě doktorského studia na Ústavu navrhování III, Fakulty architektury ČVUT v Praze.

Uchazeč: Ondřej Doule, Ing.arch., M.Sc.

International Space University, Strasbourg Central Campus
Parc d'Innovation
1, rue Jean-Dominique Cassini
67400 Illkirch-Graffenstaden
France

Školitel: Michaela Brožová, Doc. Ing. aut.arch.

Ústav navrhování III - 15129
Fakulta architektury ČVUT
Thákurova 7,
16634 Praha 6

Oponenti:

.....

.....

Teze byly rozeslány dne:

Obhajoba disertace se koná dne v hod. před komisí pro obhajobu disertační práce ve studijním oboru Teorie architektonické tvorby v zasedací místnosti č Fakulty architektury ČVUT v Praze.

S disertací je možno se seznámit na děkanátě Fakulty architektury ČVUT v Praze, na oddělení pro vědeckou a výzkumnou činnost.

předseda komise pro obhajobu disertační práce

ve studijním oboru

Teorie architektonické tvorby

Fakulta architektury ČVUT, Thákurova 7,
16634 Praha 6

Obsah:

PŘÍLOHA 1

Mars Base 10 – A Permanent Settlement on Mars for 10 Astronauts..... 7

PŘÍLOHA 2

Astronaut Safety on the Moon 51

PŘÍLOHA 3

Passenger Safety on Personal Spaceflight - Spacecraft Interior Concept Design 61

PŘÍLOHA 4

Workforce Policy in the European Space Sector 96

PŘÍLOHA 1

Mars Base 10 – A Permanent Settlement on Mars for 10
Astronauts

Mars Base 10 – A Permanent Settlement on Mars for 10 Astronauts

Ondřej Doule

International Space University

Copyright © 2009 SAE International

ABSTRACT

Mars Base 10 was developed at the International Space University during an internship at NASA Ames Research Center. The underlying proposal was to develop innovative concepts for deployable and inflatable structures enabling permanent habitation on Mars for ten astronauts. The project was primarily conducted as an investigation for an analogue Mars base test bed for the Atacama Desert in Chile and for online virtual environment experiments (Spaceward Bound 2.0). The design presented in this paper takes into account all components of a mission to Mars with a focus on the surface habitat architecture.

INTRODUCTION

The major task in this paper is to investigate the area of architectural design on the Martian surface which would be a driver for a terrestrial and virtual analogue Mars Base design. The project was performed for Spaceward Bound simulations and research activities. Spaceward Bound is a research and outreach initiative related to Mars exploration. The primary Spaceward Bound supervisor for this report was Dr. Chris McKay of NASA Ames Research Center.

MISSION DEFINITION

The concept of this Mars Base has the major characteristics of a permanent settlement for 10 astronauts. The mission strategy thus needs to cope with long-term crew stays on the surface, exchange of the crews and the technological capabilities of the near future. This concept project was performed for the purpose of having a reference for a new Mars analogue base project, which would be located in the Atacama Desert.

MISSION OBJECTIVES:

To establish a permanent manned base on Mars for 10 astronauts

SCIENTIFIC GOALS:

1. Defining the relationship between planetary evolution, climate change and life
2. Search for extant life
 - a. The surface, interior, and margins of the polar caps
 - b. Cold, warm, or hot springs or underground hydrothermal systems (Garvin *et al.*, 2008)
 - c. Search for life preserved in ice (McKay, 2008)
 - d. Outflow regions associated with near-surface aquifers responsible for the “gullies”
3. Search for extinct life
 - a. Source or outflow regions for the catastrophic flood channels
 - i. Ancient highlands that formed at a time when surface water might have been widespread
 - b. Deposits of minerals that are associated with surface or subsurface water or with ancient hydrothermal systems or cold, warm or hot springs above (Garvin *et al.*, 2008)

4. Determining the global habitability of Mars
 - a. Humans' capability to adapt to the Martian environment
 - b. Whether Mars has the resources to support colonization
 - c. Possibility of modifying Martian environment to make it more habitable for terrestrial life – ecopoiesis (Stoker *et al.*, 1991)
5. Determining and performing local human habitability
 - a. Technological capabilities:
 - i. Environmental Control and Life Support System (ECLSS) – level of sustainability of base environment
 - ii. In-Situ Resource Utilization (ISRU) – determining resource utilization
 - iii. Waste and wastewater management
 - iv. Power management
 - v. Radiation mitigation
 - vi. Food management
 - vii. Low gravity environment
 - viii. Dust mitigation and control (crew and equipment)
 - ix. Operational life of hardware – replacement/modifications/ emergency profile
 - b. Human health control, medical and support issues (Stoker *et al.*, 1991)
 - i. Low gravity environment effects
 - ii. Radiation effects
 - iii. ECLSS quality
 - iv. Emergency escape
 - v. Injury treatment
 - vi. Psychological issues
 - vii. Sociological and cultural community issues
 - viii. Crew skill set up
 - ix. Time management – crew time necessary for base support

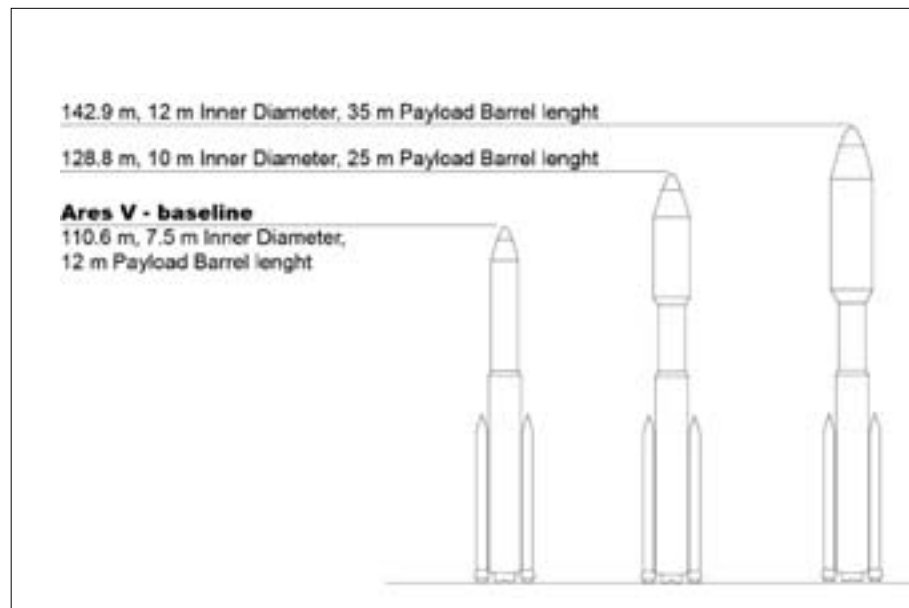


Figure 1 - Ares V options for missions to Mars (Sumrall *et al.*, 2007)

6. Geology

- a. The geological and geophysical evolution of Mars
- b. The history of Mars' volatiles and climate
- c. The nature of the surface and the subsurface environments
- d. The temporal and geographical distribution of liquid water
- e. The availability of other resources (e.g., energy) that are necessary to support life
- f. An understanding of the processes that controlled each of the factors listed above (Garvin *et al.*, 2008)

MISSION DESIGN DRIVERS

Missions to settle Mars permanently or temporarily are both very complex, starting with the development of technology, launching a huge initial mass from the Earth, landing this mass on Mars and keeping it supplied with rotating crews and cargo. Many mission aspects depend on launch windows (the energetically less demanding trajectories) to Mars which occur once every 26 months. With current propulsive technology, mass is the most critical issue to address and is ideally minimized for each launch to space (Drake, 2007).

LAUNCHER DESCRIPTION - Ares V Cargo Launch Vehicle provides heavy lift capability for missions beyond Earth orbit (Figure 1). This launcher is envisioned to carry up 136 metric tons to a 30 - by - 160 nautical mile orbit (55 km – 296 km) at 28.5 degrees inclination, or 55 metric tons to trans-lunar injection. Ares V is composed of a core stage, two reusable solid rocket boosters, an earth departure stage and a payload (Sumrall *et al.*, 2007).

TRANSIT STRATEGY - The mission to Mars is highly influenced by the possible trajectories for the interplanetary transfer. Human and robotic missions differ in terms of safety; manned missions ought to be as short as possible due to the radiation and microgravity health risks (Drake, 2007). The delivery of the Mars Base module to Low Mars Orbit (LMO) is a robotic mission without crew presence on board of the Mars Base module. There are three classes of trajectories: Conjunction Class, Opposition Class (Table 1) and Fast Transit Class. There are also preferred strategic sub-class Free Return trajectories (Table 2), which include outbound return trajectories that are available after a fixed period of time and without major propulsive maneuvers; and Propulsive-Abort trajectories that allow trajectory changes during the Mars Swing-by. Next to the trajectory/propellant requirements is another issue of atmospheric entry velocities which also have to be considered during the transit strategy design.

Because the Mars Base module interplanetary transfer is unmanned, the time constraints are related to the overall Mars mission strategy (e.g., launch of other mission elements) and maximum efficient payload/propellant mass ratio. Thus low thrust propulsion options may be considered. The only trajectory issue involving the Mars Base module design is mass of the module, which is a significant driver for the trajectory selection (Table 3, 4).

Table 1 - Basic Earth to Mars transits times in days (Zubrin, 1996)

	Conjunction	Opposition
Outbound	180	180
Inbound	180	430
Mars stay	550	30
Total mission	910	640
delta V	6,0 km/s	7,8 km/s
Venus flyby	No	Yes

Table 2 - Free return trajectories (Zubrin, 1996)

Departure velocity	Orbit period	Return time to Earth	Transit to Mars
3.34 km/s	1.5 years	3 years	250 days
5.08 km/s	2.0 years	2 years	180 days
6.93 km/s	3.0 years	3 years	140 days
7.93 km/s	4.0 years	4 years	130 days

Table 3 - Example of trajectories for conjunction class mission (Larson *et al.*, 1999)

Depart Earth	Arrive Mars	Depart Mars	Arrive Earth
11-May-18	1-Dec-18	6-Jun-20	13-Dec-20
27-May-20	20-Dec-20	21-May-22	10-Dec-22

Launch Date	TMI Δv (m/s)	Outbound (d)	MOI Δv (m/s)	Surface (d)	TEI Δv (m/s)	Return (d)	Total Time (d)	Total Δv (m/s)
11 May 2018	3,530	204	2,230	553	2,466	190	947	8,226
27 May 2020	3,807	207	2,031	517	2,746	203	927	8,584

Table 4 - Propulsive Mass Fraction (PMF) calculation assuming a specific impulse (Isp) of 375 s (methane-oxygen propulsion) - $PMF = m_f / m_o = e^{-(\Delta v / (I_{sp} * g))}$

Launch Date	TMI Δv (m/s)	MOI Δv (m/s)	TEI Δv (m/s)
11-May-18	0.383	0.545	0.511
27-May-20	0.355	0.575	0.474

The mass of the Mars Base module for the trans-mars injection (TMI) on May 11, 2018 is 37.8 percent of the total mass of the spacecraft on the Low Earth Orbit. Because the Ares V will be able to launch 136 metric tons to the Low Earth Orbit (LEO), the Mars Base module including the structures, tanks and engine for TMI should not exceed a mass of 51 tons (mf - mass final). The rest of the mass (85 tons) is propellant.

DESCRIPTION OF INFRASTRUCTURE - Permanent settlement on Mars requires well-defined logistics in terms of time management and the quantity and type of spacecraft necessary for keeping the Mars base running continually. Every human base in the Solar System will require detailed prior exploration of the selected location, well-established telecommunication and navigation satellite networks, reliable power sources (e.g., nuclear power generator, solar power, etc.) and capability to safely transport astronauts from Earth to the base and back. Because the exploration of space is still economically demanding, the overall strategy generally tends to be efficient, entailing reusable spacecrafts and energy-efficient orbital trajectories. From the risk management point of view, contingency scenarios, redundancy and autonomy of all systems are of particular importance.

Cargo and crew transportation systems should be reusable and designed with specific compatibility requirements. Vehicle design generally should be independent of the mission opportunities and based on proven technologies with just very minimal variations in size. Assembly and docking operations should be simple and automated (Drake, 2007). The transport of the crew in outer space requires a spacecraft that can provide strong radiation and micrometeorite shielding, as well as an artificial gravity environment without a strong Coriolis force affecting the human body. The long-term transport of astronauts requires a substantial

number of facilities and supplies in case of possible Free-Return or Propulsive-Abort trajectories which can last a couple of years.

CREW ROTATION - For permanent settlements in outer space, it is necessary to develop an efficient mission strategy for possible crew rotation. As alternatives to launching a single spacecraft to the base and keeping it on-orbit around the planet, there are two options for more efficient transport management. Cyclers are spacecrafts accelerated to high speed elliptical orbits between two celestial bodies just once in their lifetime, which could provide regular and infinite transportation without any major propellant requirements. However, their high speeds may constrain the overall efficiency of the mission strategy. To dock with a cycler requires high-speed acceleration of the docking spacecraft, and thus a significant amount of propellant. Therefore, semicyclers are proposed to be more efficient but slower derivatives of cyclers, which would travel to the selected body and back without the need to burn propellant. Semicyclers travel at lower speeds, so reaching or undocking from them would not be as demanding in terms of propellant. However, for continual supply of the base on Mars, more semicyclers than cyclers would be needed because cyclers travel much faster (Rauwolf *et al.*, 2002).

MARS LANDING - Landing any system on Mars will require decelerating through an atmosphere with a density 1/100th of Earth's from hypersonic speeds and in low altitudes, thus allowing only a relatively short time for descent and landing sequence. The landing altitude is therefore a significant driver for Mars landing mission design. For large and high-mass modules landing on the Martian surface, a 70-degree sphere cone aero shell would be optimal because it provides a high hypersonic drag coefficient. Current technology of hypersonic maneuvering provides a navigation technique for landing in a radius of 10 km or less (Braun *et al.*, 2006). Because we cannot secure a pinpoint landing, the mission strategy should not be based on landing multiple separate modules that must be assembled or connected on the surface, nor should the location of the modules be critical for the mission. Furthermore, it would not be ideal to perform an Entry Descent Landing (EDL) sequence with an assembled module from the structural rigidity point of view. Thus, the optimum landing strategy appears to be in landing a large deployable module which can be accessed repeatedly by reusable launch vehicles from LMO. To minimize the thermal protection systems required for atmospheric entry on Mars, it is recommended to choose the lowest available entry velocity. In any case, the module has to be equipped with systems which keep it in a low radiation exposure environment. Therefore, the initial velocity when reentry maneuver has started should not exceed 9 km/s for the purposes of the conceptual level Mars mission design (Wooster *et al.*, 2007).

MARS BASE LANDING SITE

Recent scientific findings were taken into consideration to perform the most realistic Mars Base site selection process. All the drivers are defined either as global or local, where global requirements are focused on the approximate position of base (latitude, longitude) and local requirements are focused on the base location with relation to specific and mostly topographic and habitability in-situ issues.

GLOBAL SITE REQUIREMENTS

1. Scientific interest
 - a. Landing site must be close to areas of scientific interest (Stoker *et al.*, 1991)
2. Level of habitability
 - a. Minimize crew risks related to all operations
 - b. Higher temperatures => equatorial location
 - c. Higher atmospheric pressure & and lower radiation => low altitude
 - d. Circadian rhythm => equatorial location
3. ISRU possibility – minimizing launching mass

- a. H₂O – key resource for Mars exploration (Stoker *et al.*, 1991)
- b. Volatiles needed for life hydrogen, oxygen, nitrogen
- c. Propellant (methane-oxygen, hydrogen-oxygen, carbon monoxide-oxygen)
4. Transportation
 - a. Latitude priority - equatorial zone assists efficient ascent to orbit (Bell, 2005)
 - b. Safe landing and takeoff area
5. Solar energy
 - a. Efficiency for power supply – highest 15 degrees northern latitude (McKay, 2008)
 - b. Related to circadian rhythm – peak output = peak input
 - c. Martian photosynthetic zone – MPEZ (Cockel, 2004)
6. Hydrothermal activity – preferred areas with hydrologic, volcanic, tectonic activity
7. Planetary protection – avoid contamination of Special Regions
8. Utilizing the landscape morphology – natural shielding

SITE SELECTION - According to the compiled data in Figure 2 and the important mission design drivers, the preferred Martian base landing site has the highest presence of scientifically interesting features, the highest habitability, and complies with planetary protection requirements.

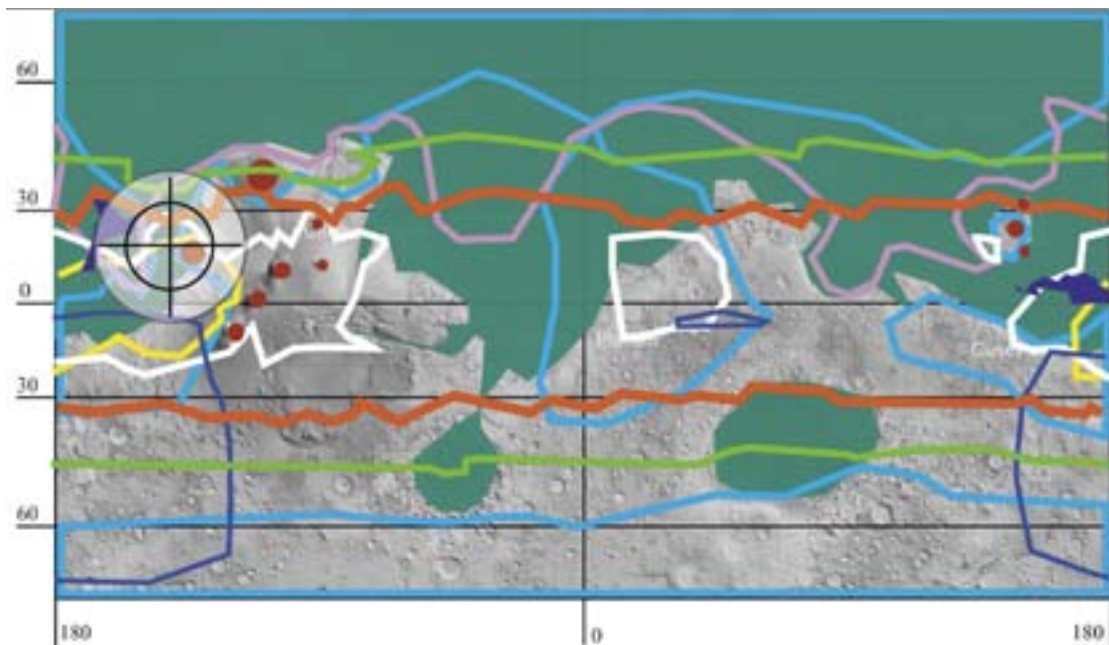


Figure 2 - Landing site selection

With regards to the mission objectives, the selected location for Mars Base 10 is **Western Olympus Mons Scarp** (Figure 2, 12): (19.6°N, 139.7°W), (WEH wt% = 5.79), (Altitude approx. -1.7 km MOLA). From the geology point of view, the location contains the late Amazonian piedmont glacial deposits, stratigraphy of Olympus Mons lava flows, talus deposits and Olympus Mons aureole. This area is a probable location of extinct life as glacial deposits may have been places for early life – if they melted and provided liquid water. Unfortunately, the area is not geologically active enough today to sustain extant life (Garvin *et al.*, 2008).

CHARACTER OF THE LANDING SITE

A – Science requirements - The primary objective of this mission is scientific research, therefore the location with high scientific interest is preferred. The features with highest scientific interest in this location are:

Dichotomy border (Figure 9) - The major feature of the planet's topography and crustal thickness is a division into two different areas of lowlands and highlands (Christian *et al.*, 2006; Shockey, 2007). The findings of this division and the ancient population of buried impact craters beneath the lowlands implies that the division is one of the most ancient features on Mars (Christian *et al.*, 2006).

Cl abundance (Figure 6) - Chlorides indicate that there were regions of long-term hydrologic, volcanic, tectonic, and also possible present hydrothermal activity on Mars (Dohm, 2005).

Dark slopes streaks (Figure 8) - The dark surface outflow-like feature are of unknown origin (Beaty *et al.*, 2006)

Crustal magnetism areas (Figure 7) - Mars does not have a magnetic field like the Earth, though there are regions of preserved crustal magnetism here (Acuña *et al.*, 1999).

Young volcanic rocks (Figure 11) - There is no evidence for volcanic rocks on Mars young enough to retain enough heat to qualify as a modern special region (Beaty *et al.*, 2006).

Major volcanoes (Figure 9) - A unique Martian topographic and geologic feature with possibility of hydrothermal activity, existence of lava tubes, caves and glacial deposits (Garvin *et al.*, 2008; Beaty *et al.*, 2006).

Near-surface ground ice (Figure 4) - Is essential in the search for extinct life or life preserved in the ice (McKay, 2008)

B – Habitability requirements - Base habitability requirements are important for most of the manned base operations.

Lowlands (Figure 3) - Provide more atmospheric pressure, higher probability of abundance of liquid water, less severe temperatures, better radiation protection *etc.* (Christian *et al.*, 2006)

Water (Figure 5) - The presence of water ice (or possibly liquid water) is important for habitability as well as for scientific research (Christian *et al.*, 2006; Garvin *et al.*, 2008)

Equatorial zone - lower latitude enables more efficient ascent to orbit (Bell, 2005) and provides better solar energy conditions

C - Planetary protection requirements:

Special Regions borders (Figure 10) - The first settlement on Mars has to be located outside of Special Regions. These are defined by Mars Exploration Program Analysis Group (MEPAG) as: regions within which terrestrial organisms could possibly to reproduce, or a region which is interpreted to have a high potential for the existence of extant Martian life forms (Beaty *et al.*, 2006; Garvin *et al.*, 2008). These regions should not be chosen for a permanent base on Mars.

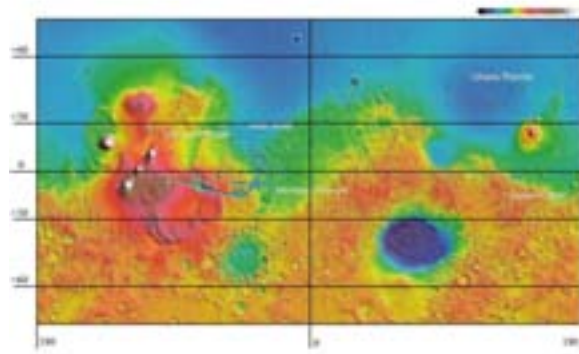


Figure 3 - Topographic map of Mars - 0 MOLA is represented by yellow color; lowlands are green and blue; highlands are orange, red, brown, white (Gulick, 2008)

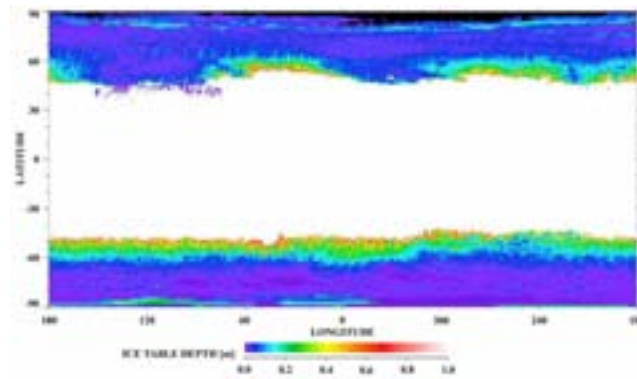


Figure 4 - Map of near surface ice presence on Mars (Mellon, 2003)

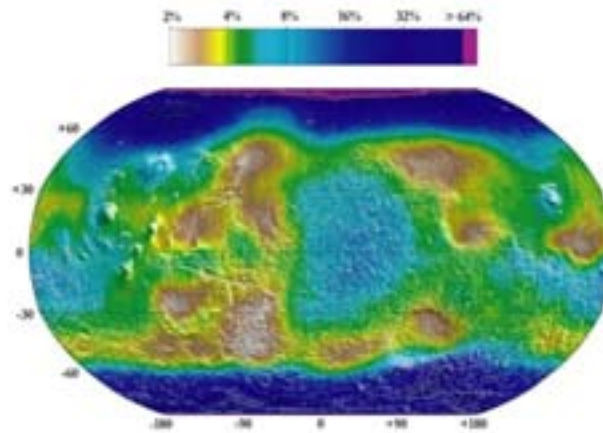


Figure 5 - Lower-Limit of Water Mass Fraction (NASA, 2008)

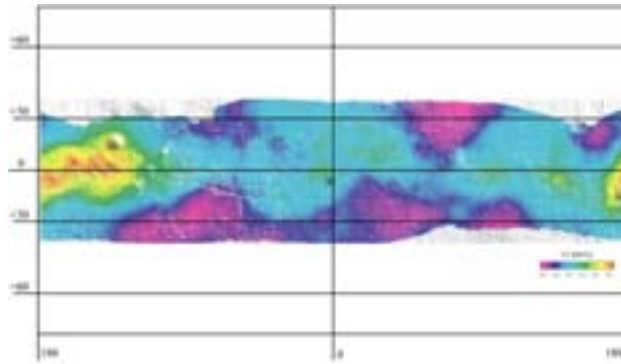


Figure 6 - Map showing Cl abundance on Mars; highest densities are represented by yellow and orange color (Dohm *et al.*, 2005)

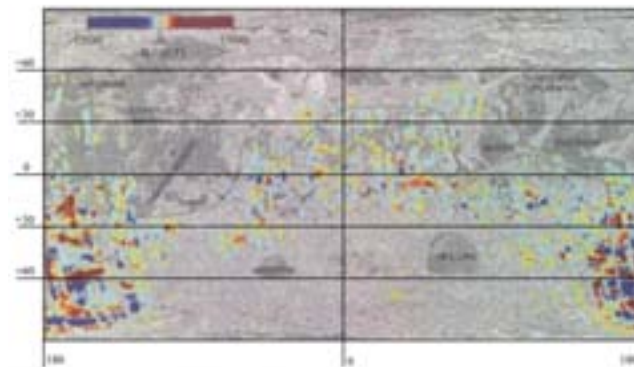


Figure 7 - Map of crustal magnetism - red and blue spots - Mars does not have global magnetic field like Earth (Acuña *et al.*, 1999)

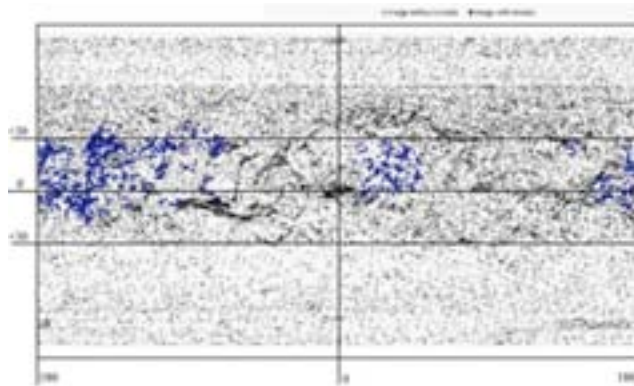


Figure 8 - Dark slope streaks map - abundance represented by blue color (Beaty *et al.*, 2006)

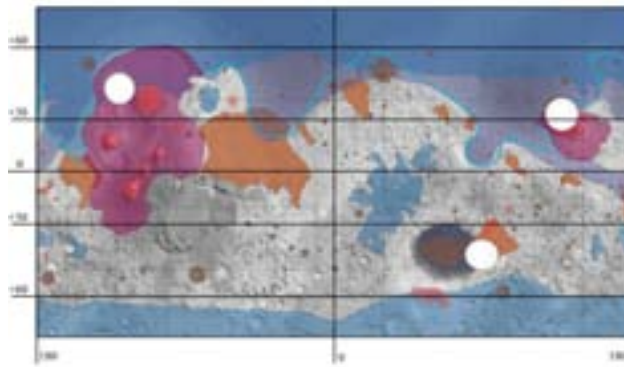


Figure 9 - Dichotomy border (light blue line) and major volcanoes (red spots) (Christian *et al.*, 2006)

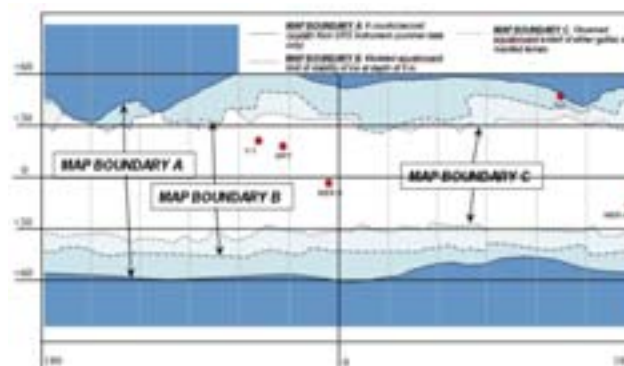


Figure 10 - Map of Special Regions (Beatty *et al.*, 2006)

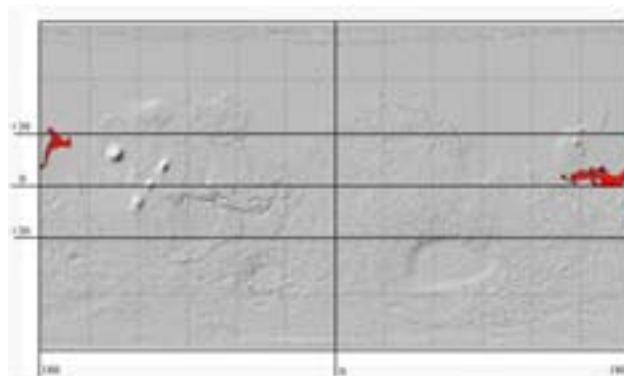


Figure 11 - Map of young volcanic rocks - highlighted in red (Beatty *et al.*, 2006)

LOCAL SITE REQUIREMENTS:

1. Scientific interest
 - a. The local area of the base site must offer continuing scientific research that can be performed during the base existence (Stoker *et al.*, 1991)
2. Level of habitability
 - a. Minimize crew risks related to all operations => no volcanic, tectonic or hydrothermal activity in the vicinity of the base
 - b. Low altitude - Higher temperatures, higher atmospheric pressure, lower radiation

- c. Possibilities to modify the area - regolith utilization, tunnel building
- d. Utilization of landscape morphology
 - i. Strategically beneficial position (base deployment and resources)
 - ii. Natural shelters – caves, lava tubes
 - iii. Morphology of “human scale” – avoid vast plain areas or unreachable slopes
- 3. ISRU possibility
 - a. H₂O – key resource for Mars Base in the vicinity of the base (Stoker *et al.*, 1991)
 - b. Ores bearing useful amounts of materials (K, Ca, N, S, Na, P, Si, Al, Mg, Ti) for shielding and fabrication (Stoker *et al.*, 1991)
- 4. Transportation
 - a. No tectonic, volcanic, hydrologic activity near the vicinity of the base
 - b. Mobility on surface & safe landing area – flat and stable area for manipulation, transport, ISRU & landing
 - c. Stable surface - no sand dunes, loose rock, *etc.* where vehicles could be stuck

Local site requirements have to be investigated during the precise site selection. This phase will be briefly described in the mission strategy for MB10 later in this paper. The “local site” cannot be selected prior to detailed area exploration, which includes climatological circulation investigation during the seasonal changes and local weather forecast (Velante *et al.*, 2006). The “local site” selection is thus not included in this paper. The design of MB10 will take into account just the important considerations, such as the utilization solar energy, 24.5 hour day cycle at the selected site (Figure 2, 12) and the general presence of local site resources and requirements in the best combination for achieving the mission goals.

MARS BASE DESIGN DRIVERS

Risk factors, reliability requirements and safety design standards are not yet set by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) for missions heading beyond the Earth orbit. Thus all the design drivers in this project are derived from standards dealing with LEO operations, or they are proposed with regards to the mission objectives and environmental requirements of the Martian base (National Research Council, 2002).

LAUNCHING AND LANDING CONSTRAINTS - The design of the Mars Base must meet a number of requirements. The mass and size requirements are set by the capability of the available heavy lift launcher. The largest Ares V heavy lift payload fairing is 35 m long with a 12 m inner diameter (Sumrall *et al.*, 2007) (MB10 stowed in Ares V payload shroud see Figure 19).

In addition, the Mars Base module payload must also meet requirements on rigidity, vibration, noise, radiation and thermal limits during launch, interplanetary travel and atmospheric entry on Mars. Because the size of the module is determined by launcher capabilities, the shape and configuration of the Mars Base module will be mostly influenced by atmospheric properties of the Martian atmosphere. For heavy and large modules entering the Martian atmosphere, the optimum shape is a scalable blunt body. A 70-degree, sphere-cone body with a 15 m diameter aero shell shape is recommended (Figure 13). This configuration provides high hypersonic drag and should allow landing of 80 - 120 tons on Mars. The blunt body is also beneficial for descent since its symmetrical shape means that no specific orientation of the module is necessary (Braun *et al.*, 2006).

ENVIRONMENTAL CONSTRAINTS - The Martian environment has specific properties that have to be considered during the design process of the Martian Base layout and structure to optimize operations of the base.

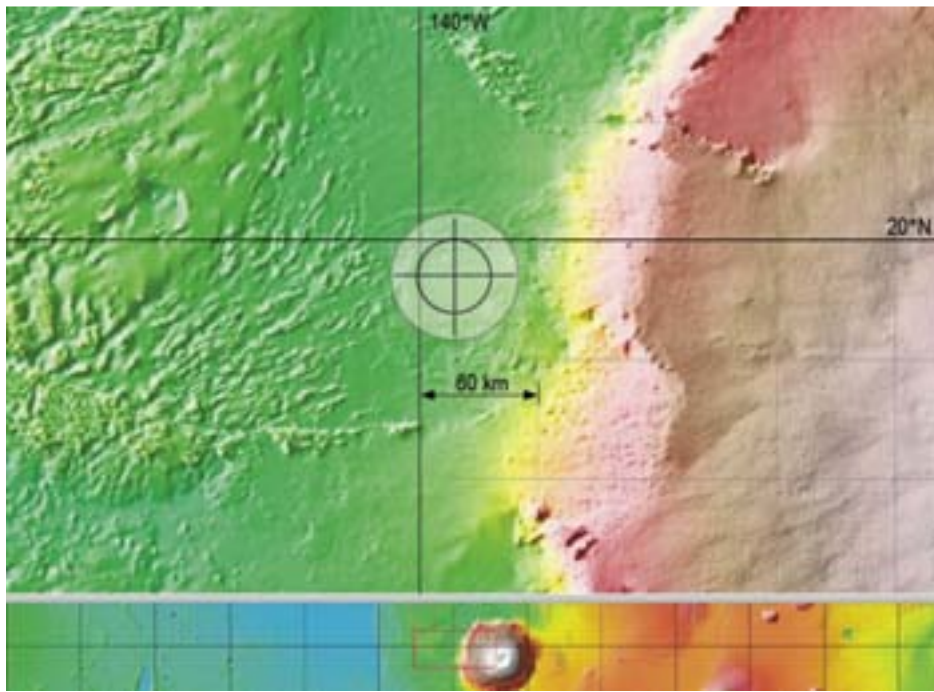


Figure 12 - Western Olympus Mons Scarp (19.6°N, 139.7°W), location for MB10 recommended by MEPAG (JMARS, 2008)

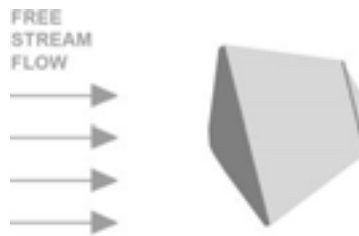


Figure 13 - Blunt body - 70° sphere-cone aero shell (Braun *et al.*, 2006)

Physical risks - The landing area and its neighborhood have to be 3D mapped, including underground probing, to secure safe landing and rover surface mobility. The location for the base has to have stable subsoil, without tectonic activity and surface movements. The nearest vicinity subsurface should not contain cavities or lava tubes. The surface should be able to bear dynamic loads from base landing, heavy rover operations and Reusable Launch Vehicle (RLV) landing; therefore, the mechanical properties of the surface should be determined prior to base landing (National Research Council, 2002).

The base design should take into account properties of airborne dust and the possibility of toxic chemicals in the dust (e.g., Cr VI, Cd, As). The interior of the base will have to be equipped with dust locks and a filtration system. The exterior of the base should prevent accumulation of the dust on the structure and penetration into the base systems. The shape of the base structure should allow easy robotic cleaning if necessary. The abrasive properties of the dust with regards to atmospheric dynamics and Martian weather have to be considered (National Research Council, 2002). Radiation risks from Galactic Cosmic Rays and Solar Particle Events have to

be mitigated inside the base by appropriate shielding. Since there have been no in-situ measurements on the Martian surface, the available models will be sufficient for the purpose of Martian base design (National Research Council, 2002).

Biological risks - Astronauts may be exposed to external risks (outside the base) or biological risks (inside the base). The potential exposure to Martian life forms should be considered, as well as possible infections and diseases developed by Earth organisms inside the base. Quarantine and decontamination systems should be available for astronauts performing EVA. Continuous health monitoring systems and equipment should be available for all astronauts onboard the Martian base (Cermack, 2008). The National Research Council proposes to employ on Mars a concept of Zones of Minimal Biological Risk (ZMBRs), which would establish biological hazard-free areas. ZMBR selection would be based on the absence of organic carbon. The Martian Base should be placed in a ZMBR (National Research Council, 2002; Cermack, 2008).

Human health and safety system constraints - The crew of the Mars Base has to be well supplied with robust provisions of air, water and food. These requirements can be investigated and provided via ISRU and in-situ fabrication and reparation systems, which should be broadly applied to minimize the launching mass of the Mars Base module and cargo vehicle. The control and detection of contaminants has to be part of the supply system and ECLSS. The operations inside and outside the base should be managed and performed to minimize the crew risk, base systems failure, technical failures or human factor failures. Prevention of emergency situations should be implemented in the base design by way of base room layouts (e.g. ease of orientation and movement), structural material selection, proper rigidity and factors of safety for load bearing structures, and airlock and dust lock design (Berdich, 2004). Specific properties of the Martian environment require constant monitoring of crewmembers' health. Physiological performance, psychological condition and daily radiation dose will need to be monitored during the EVA missions and throughout the long term stay on the base. Thus, it is important to have an established telecommunication network to enable fast communication, high-volume data transfer and mapping of exploration areas. This will lower the overall risks of the mission (Cermack, 2006).

SUSTAINABILITY REQUIREMENTS - The Mars Base will need to be equipped with ISRU capability. Bioregenerative loop systems capable of reusing a high percentage of consumables are probably an essential part of the system, at least until resources are found on Mars. From this viewpoint, it is also beneficial to minimize mass and power requirements (for base systems), crew time (maintenance and repetitive tasks can be performed robotically) and base volume (pressurized volume requires environmental control and air systems running nonstop) (Berdich, 2004).

KEY TECHNOLOGY ELEMENTS - The Martian base has to utilize available technology at a proven readiness level. It will require technology that is essential for permanent settlement on Mars in terms of "living off the land" (Zubrin, 1996) without need of regular resupply of basic consumables. It should be capable of enabling the mission objectives of exploring and utilizing Martian ice deposits, which are the most probable location of extra-terrestrial life and which can provide an essential water supply for the Mars Base.

Ice exploration, compact robotic unit for exploration under ice cap:

- Technology elements
 - a. Compact nuclear reactor
 - b. Water jet system for exploration inside the ice
 - c. Mini steam turbine for electric power
 - d. Instrument package
 - e. Control & communication package
- Results

- a. Spatial profile of dust content inside the cap
- b. Mapping of ice structure
- c. Composition
- d. Fossils (Powel *et al.*, 2001)

ISRU – compact robotic factory to produce and stockpile supplies for colony:

1. Technology elements:
 - a. Compact nuclear reaction
 - b. Small steam turbine for electric power
 - c. Water jet system to melt storage cavities and habitats
 - d. H₂O electrolyzer
 - e. Cryogenic liquefiers
 - f. CO₂, N₂ separator
 - g. Methanator for CH₄ and CH₃OH
 - h. Polymizer for plastics
 - i. Yeast & Algae Generator
2. Results:
 - a. Liquid H₂ & O₂ propellant
 - b. Liquid CH₄, O₂, CH₃OH propellant
 - c. Habitat heat and power
 - d. Air, water & food for crew
 - e. Construction material (Powel *et al.*, 2001)

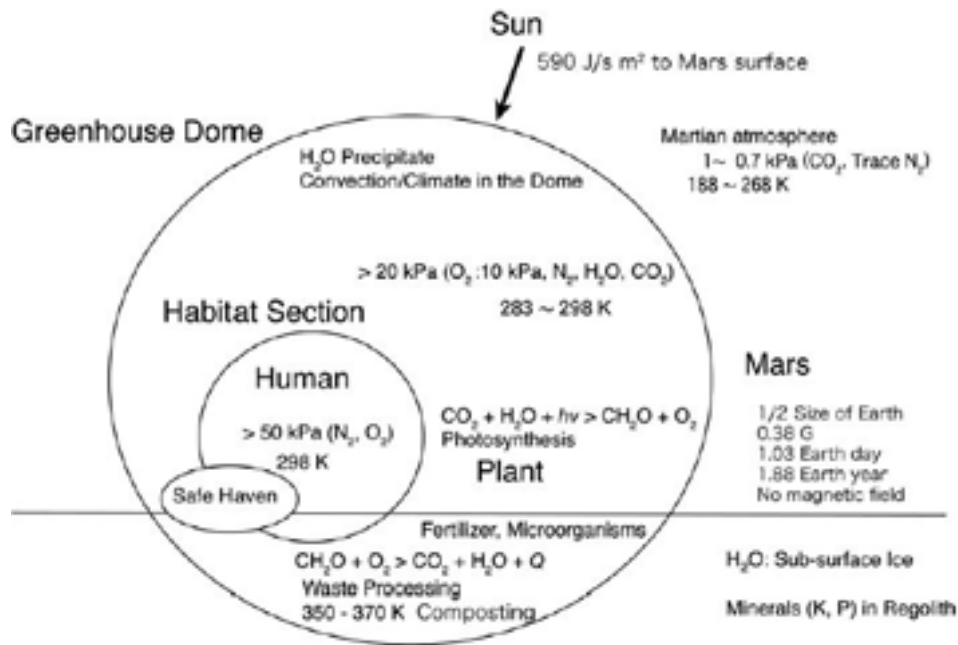


Figure 14 – Scheme of space agriculture (Kanazawa *et al.*, 2008)

Power generation - Solar power may not be continually available on the surface of Mars due to dust storms, day-night cycle (24.5 hour days), *etc.* Nevertheless, solar power is an important energy source which should be implemented in the Mars Base architecture. Additionally, dust mitigation methods and array maintenance

should be considered. For example: array heaters, reorientation & vibration, array wipers, corona glow dischargers, fans or pressurized jets (Marshall, 2004). The recommended primary power source is nuclear (Uranium fuel rods) and fuel cells with necessary hydrogen supply the secondary power source. The fission type nuclear power source is the first element of the Mars Base architecture landed and placed on or under the Martian surface and at a safe distance from the base (Christian *et al.*, 2006). The electric power source is most likely to be an AC generator providing constant or variable frequencies. The distribution of power may be 3 or 4 wires or more. The power system has to be designed with high fault tolerance with regards to power generation and power distribution to sub-systems. The system has to provide 100 percent of critical load and has to be capable of operating even with faulted sub-systems. All components of the power generation system have to require minimal maintenance and the distribution system should be as short as possible. The second (backup) nuclear power source should be a part of the mission strategy (Chowdhury, 2004).

ECLSS and agriculture, Bio-Regenerative ECLSS - The design of the Mars Base atmospheric environment and consumables management should be sustainable (implying bio-regenerative and physic-chemical loop systems) and designed with high regard for contingency considering all possible risk scenarios (Figure 14, 15; Table 5). The latest news from the Phoenix Lander describes the Martian soil as potentially a good bed for growing plants (Watanabe, 2008). This finding could be important for a Martian greenhouse design. Plant cultivation as a major process of interior atmosphere production should utilize solar energy for enabling photosynthesis without an artificially lit environment. Furthermore, ice deposits on Mars will be very important mostly for initial water supply of the greenhouse and base for the water recycling/regenerative system. Composting systems and plant cultivation utilizing in-situ local resources could enable agriculture on Mars (Kanazawa *et al.*, 2008).

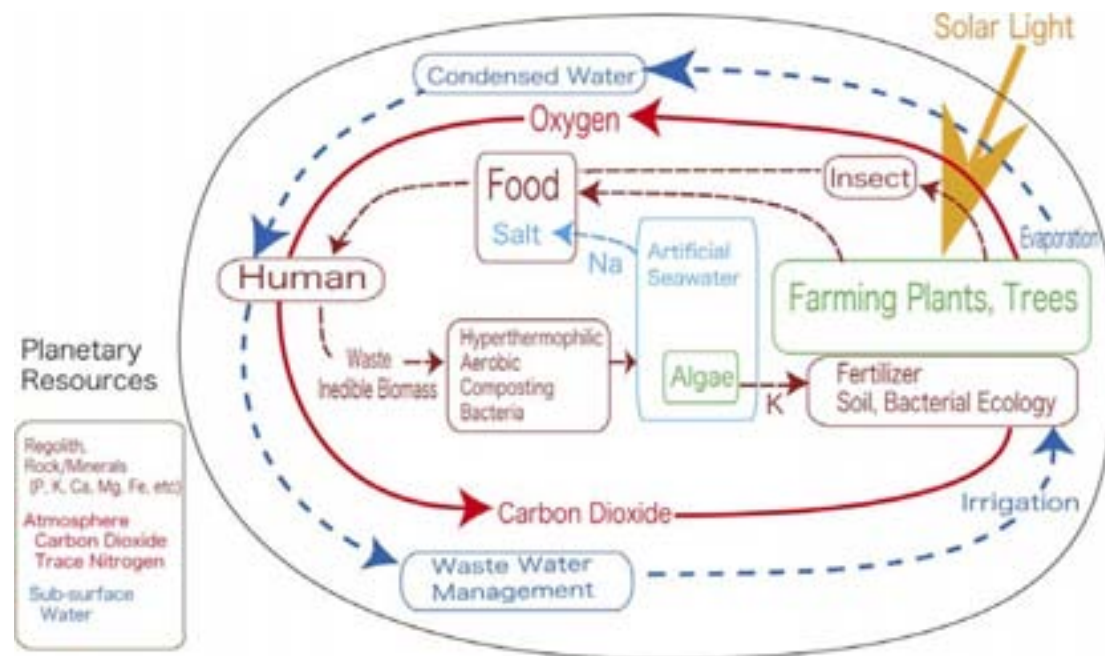


Figure 15 - Scheme of space agriculture recycle loop (Kanazawa *et al.*, 2008)

Table 5 – Life support processes (Wheeler, 2002)

Product	Physico-chemical production	Biological production
Food	Stowage & Resupply	Photosynthesis
Oxygen	Electrolysis/Chlorate Candles	Photosynthesis
CO2 removal	LiOH/Regen. Amines/Molecular Sieves	Photosynthesis
CO2 reduction	Bosch-Sabatier / CO2 electrolysis	Photosynthesis
Liquid wastes	Multifiltration/Evaporation/Vap.Compr. Distillation/Vap. Phase Cat. NH3 removal	Microbiological transpiration
Solid wastes	Incineration/Supercritical Oxidation/Lyophilization	Microbiological

KEY ARCHITECTURAL ELEMENTS - The main philosophy behind any Martian settlement design should be system sustainability. The main goal of settlement design beyond the Earth should be to harmonize human activity outside of its natural environment and to find a less energy-demanding regenerative solution for human life support systems. Via this approach we can also find solutions for environmental questions and tasks on the Earth (Allen, 2003). The other important elements of the Martian settlement design are robust systems with multiple redundancies.

The environment of the Martian Base interior has to be hermetically closed and pressurized because the atmosphere on Mars is very thin and unbreathable (mainly composed of CO₂). The base structure has to be rigid, stable and resistant to Martian wind and climate changes. Materials used for Mars Base fabrication should be lightweight. The base assembly should be as simple as possible and all the deployable systems should be designed with a focus on low complexity factor and high reliability with regards to Martian environment constraints (e.g., Martian dust, low atmospheric pressure) (Kozicka, 2008)."

The process of living stems from basic human activities. These have to be considered with respect to time, risk and task management within the particular mission to meet the mission objectives and to keep an astronaut in balanced condition. The process of human living can be defined in three major activities (keeping in mind the complexity of living processes). One is "labor" defined as: "...biological process of the human body, metabolism and eventual decay, which are bound to the vital necessities produced and fed into the life process by labor" (Frampton, 2002). The second is human "work" (e.g., scientific research, maintenance, entertainment etc.) which is defined as: "...the unnaturalness of the human existence, which is not embedded in, and whose mortality is not compensated by 'the species' ever-recurring life cycle" (Frampton, 2002). The third is human "action" simply described as a 'public life' and it is a non-detachable part of human activities. These activities have to be thoroughly considered during the habitat design and should be provided space or an environment and all should be considered as a whole. The complexity of a human habitation process requires precise time and task management but also high levels of flexibility. The mitigation of the operational risks in the habitation process can be based on harmonization of defined mission goals and overall well-being of astronaut. The robotics may support the human "work" activity to reserve the operational time (and also decrease the probability of a task error) of an astronaut for the other, above described activities.

The base should provide to astronauts spaces and systems such as:

- Place for privacy, crew quarters, recreation and exercise areas, galley
- Briefing, command and control room
- Medical room with advanced monitoring systems and distant medical care capability.
- Equipment and storage space
- Space for EVA equipment
- Scientific laboratories, research areas - inside / outside, workshop
- Solar radiation shelter
- Hygiene units including showers
- Airlock, dustlock
- Robotic water-recycling and waste management system
- Robotic housekeeping systems
- Bio/chemical regenerative ECLSS
- Daily 28.3 l of H₂O per person and 2.3 kg of food per person (Bell, 2005)
- Saving scenario: daily 8 l of H₂O per person and 1.0 kg of food per person (Cermack, 2008)

The spatial and room layout design should allow easy movement around the base interior. One third terrestrial gravity on Mars may have a number of unexpected consequences on human activities. The different motion envelope of humans must be considered. Since the Martian base will have strict spatial limitations given by launch mass capability, the lower gravity difficulties can be mitigated by mission operation and strategy planning.

CREW COMPOSITION - The crew size and composition is one of the main drivers for the design of any habitat beyond the Earth. In general, a larger crew operates more smoothly. The experimental studies of various teams in the space environment found that the optimal number of crew members is 9. Heterogeneity in the crew such as sex, age, nationality and profession is very important for an optimally operating team. Furthermore, longer missions tend to have much fewer conflicts between team members (Dudley-Rowley *et al.*, 2001).

MARS BASE 10 DESIGN

Overall, the conceptual approach of the Mars Base project is driven by the short time available for this project. Nevertheless all the areas are investigated and conceived from the viewpoint of the most recent available data. The design philosophy is based on mission objectives, scientific goals, sustainable approaches, maximum efficiency in terms of sufficient living space and equipment for 10 astronauts, and safety and contingency requirements for successful deployment of permanent settlement on Mars. MB10 is also facing number of engineering challenges. The base structure will be required to provide a solution for terrestrial-Martian atmospheric pressure difference in lower gravity and harsh radiation conditions. And also robotic systems for exterior maintenance and reparation would be essential part of the base.

MARS BASE MISSION COMPONENTS - The Mars Base settlement deployment is dependent on a number of mission components: two heavy rovers, a Mars Base module, a satellite constellation, an Earth-Mars spacecraft (E-M spacecraft) and a reusable vehicle for transport of crew and cargo from the E-M spacecraft to the planetary surface and back. Each of the components is critical for the mission strategy presented as Mars Base 10.

Two heavy, pressurized rovers - First to be delivered on the Martian surface will be two heavy rovers (both delivered to LMO by one Ares V launcher), which will be a non-detachable part of the Mars Base 10 settlement system. The heavy rovers will be identical in design, but each will carry different payload, gear and equipment and thus will perform different tasks. Both rovers will be equipped with pressurized space for 10 astronauts shielded by a roof water tank and equipped with two light deployable rovers. The first rover will be equipped for construction tasks and tasks for work with Martian soil (*e.g.* burying nuclear power generator). The second rover will be fully equipped to perform ISRU directly in the cargo tanks on rover, which the rover will deliver to the base. Both rovers are designed to be composed of modular components that could be exchanged between them.

Functions:

- Robotic exploration of a pre-selected area for Mars Base deployment & confirming precise location – Teleoperated from Earth with high levels of autonomy to account for communications lag time
- Exploration vehicle for manned or robotic missions (teleoperated from Mars base)
- Universal Mars surface transport vehicle
- Heavy rover lands with 2 light rovers and trailers in cargo space – all rovers and trailers are modular (gear can be transferred from one to another, rovers can be connected)
- One heavy rover carries a deployable robotic nuclear power generator (power needed estimated from 200kWe to 400kWe) for continuous Mars Base 10 power supply. The generator will be placed at a safe distance from the base location and wired to the base by a cable carried by rover. This rover is also equipped with a scoop and crane which will be used for nuclear generator placement under base ground level (Portree, 2001). This rover will serve as universal transport vehicle for all the crew for research samples and material for ISRU.
- The second heavy rover carries a mobile ISRU unit which will operate remotely from the base or with crew on board. This rover will supply the base with all necessary ISRU products. This rover can also serve as a universal transport vehicle for all the crew or can be dedicated to deliver a back-up nuclear power generator.

Mars Base 10 module - The Mars base module is surface deployable spatial structure for a crew of 10 astronauts. The structure of the base is combination of rigid, deployable, and inflatable structures and systems. The structure has several phases of deployment described later in detail in this paper. Final interior configuration of the base will be partly performed robotically and partly by crew. Prior to astronaut arrival, the

base has to be fully deployed spatially and tanks on the first level of the interior (for propellant used during the powered descent) have to be robotically removed. These tanks will be reused for further products of ISRU. The base is equipped with two robotic arms and an outside ring rail fixed to the side of the inflatable structure and deployed during the inflation. This rail serves for holding the storage or supply tanks. The tanks are handled by robotic arms which have the capability to move all around the base including the deployable frame for scientific research on materials and experiments outside the base.

Functions:

- Habitat for crew
- Power production
- ISRU factory for production of habitat atmosphere, propellant, water
- ECLSS and greenhouse – food production, atmosphere production
- Inside and outside laboratory and space for research
- Storage
- Airlock, dustlock
- Command, control and briefing room

Satellite constellation - 4 LMO satellites, 1 satellite in Mars stationary orbit and one Mars polar orbit satellite - Continuous satellite coverage is very important for communication with Earth, spacecraft on LEO, LMO or Martian surface crews as well as for navigation on Mars, weather forecasting, scientific observations and detailed Martian surface mapping. For exploratory missions to Polar Regions it is also important to have available satellite coverage.

Functions:

- Navigation and mapping
- Communication
- Weather monitoring

Earth – Mars spacecraft (E-M spacecraft) - E-M spacecraft will require assembly on LEO. The first E-M spacecraft will have to be designed with very high contingency requirements for all possible risks. This spacecraft will be equipped with two habitat structures (one spare contingency habitat) shielded by water tanks. These habitats will be connected by tethers and will rotate, providing artificial gravity. Both habitats have to be equipped with enough food, water, atmosphere and propellant for the longest critical mission scenario (a couple of years). This spacecraft will perform roundtrip transport between LEO and LMO. According to launch windows, and mission strategy, a spacecraft can become a cyclor, semicyclor or can be dedicated to one crew waiting on Martian orbit (safety issues). The final number of spacecraft is dependent on advanced mission strategy.

Functions:

- Transport of crew between LEO and LMO – artificial gravity habitats (Portree, 2001)
- Transport of RLV for crew transport to planetary surface and back to orbit
- Transport of contingency propellant, habitat, supply

RLV - crew and cargo transport - The reusable launch vehicle is dedicated to one crew. A Single Stage To Orbit (SSTO) on Mars, reusable spacecraft is docked with E-M Spacecraft during the transport from LEO to LMO. This spacecraft will have the capability to descend through Martian atmosphere with 10 astronauts and cargo, and land in the vicinity of the Mars Base. Crew and cargo is transported to the base by one of the heavy rovers. The spacecraft is also a carrier for a small reusable robotic flyer for Mars exploration missions.

Functions:

- Spacecraft designed for repeated transport of crew and cargo between LEO, LMO and planetary surface
- Spacecraft can carry a small flyer for Martian exploratory missions

MISSION STRATEGY - The current plans for Mars exploration include short term, thirty-day missions which may be building blocks towards long-term missions. Nevertheless, the Mars Base, with its high level of autonomy and contingency, is designed for any of length stay. By using a design that allows for permanent settlement, Mars crews have the ability to extend the length of mission should the need arise.

Launch scenario and operations at LEO (Figure 16) - The initial deployment of the Mars Base and first manned mission will be the most demanding part of the overall permanent Mars settlement mission strategy in terms of launching mass, propellant and complexity of operations. Once the settlement area is investigated and the Mars Base is deployed with all its components, the terrestrial production can focus just on the spacecraft necessary for transport of the next crews and supplies.

In the first stage, the two heavy rovers that will serve as universal transportation vehicles, heavy machinery, and an ISRU factory will have to be delivered to Mars. Initially the rovers will be used for detailed area mapping (probing). Based on the results of the preselected site exploration, the precise site selection process will be performed. The ISRU will be the most important factor for precise site selection. The MB10 will land on the Martian surface without any supplies or consumables. These will be delivered partly in tanks carried by heavy rovers and partly produced by the ISRU mobile factory carried by the rover and MB10.

Prior to MB10 touchdown, the rovers will be moved to a safe distance from the MB10 landing ellipse. The regolith rampart will be gathered from regolith material to protect the rovers from possible damage during MB10 powered descent. The rampart will not be large in size because the rovers can be parked in tandem. The rampart will have dimensions to safely shield the width and height of one rover. The satellite constellation deployed in Martian orbit will assist in navigation, site mapping and exploration (Figure 16).

Operations at LMO and on the Martian surface (Figure 17) - After deployment of a satellite constellation, precise selection of landing site for base, MB10 module and E-M spacecraft arrival to LMO, the crew can remotely initiate the MB10 Entry - Descent - Landing sequence and teleoperate the entire MB10 deployment process from LMO. At the same time as the MB10 module deployment, the crews will teleoperate the heavy rovers to search for the optimal nearest place for a nuclear power generator. The generator will be buried in a safe location by the heavy rover which was carrying it (the rover is equipped with a robotic scoop and crane) and the generator will be wired with the deployed Mars Base. The second rover with the mobile ISRU factory will be moved close to the base with full tanks of consumables after they have been generated in-situ.

The strategy to teleoperate the Mars Base deployment from LMO was chosen to minimize delays in communication between the crew and robotic elements and to lower the risk of crew and robotic operations during the deployment phase on the Martian surface.

The descent of the crew and additional cargo to the Mars Base will be performed by RLV. Design of the RLV is critical for the mission because no such system has yet been designed even for terrestrial applications (Figure 17). The RLV will be launched from Earth on an Ares V vehicle since SSTO vehicles are not yet feasible. However, Mars has much lower gravitational and atmospheric drag losses, making it possible for the RLV to provide SSTO operation from the Martian surface to LMO during the return trip. The RLV may require horizontal landing and lift-off to avoid the risk of rock impact and damage on MB10 structures. Landing and lift-off should also take place close to MB10 for the convenience and safety of the astronauts.

Operations after settling the first crew (Figure 18) - After settling and running all systems nominally, the first crew in the Mars Base will establish a permanent connection with Earth and will initiate a task program for the next months pursuing the MB10 scientific goals. The heavy rovers will be used for exploration, mobile ISRU, transport of Martian material and soil to the base for research.

The strategy for return of the first crew to the Earth will partly depend on the status of E-M spacecraft (dedicated, semi-cycler, cyler). At the end of the mission cycle the crew will leave the base in standby mode. The RLV vehicle will carry the first crew to LMO and will dock with the E-M spacecraft. The crew will move to the second fully supplied habitat and the E-M spacecraft can take off to LEO. At LEO the crew will move back to the RLV and will perform EDL sequence to the Earth's surface

While the first crew departs from the MB10, the second crew will be launched from Earth (Figure 17) in the second RLV to LEO (again, the RLV will be launched from Earth aboard an Ares V as payload) where it will dock with the E-M spacecraft (either a second dedicated, cyler or semi-cycler depending on E-M spacecraft mission strategy). The second will then crew move into the habitat and the transit to LMO will be initiated.

The second crew descends to the fully operational Mars Base 10 in the second RLV and initiates their surface mission plan. The first and second crew will probably not be able to rendezvous. In order to take advantage of the most efficient trajectories, several weeks may pass between the first crew's departure and the arrival of second crew to MB10.

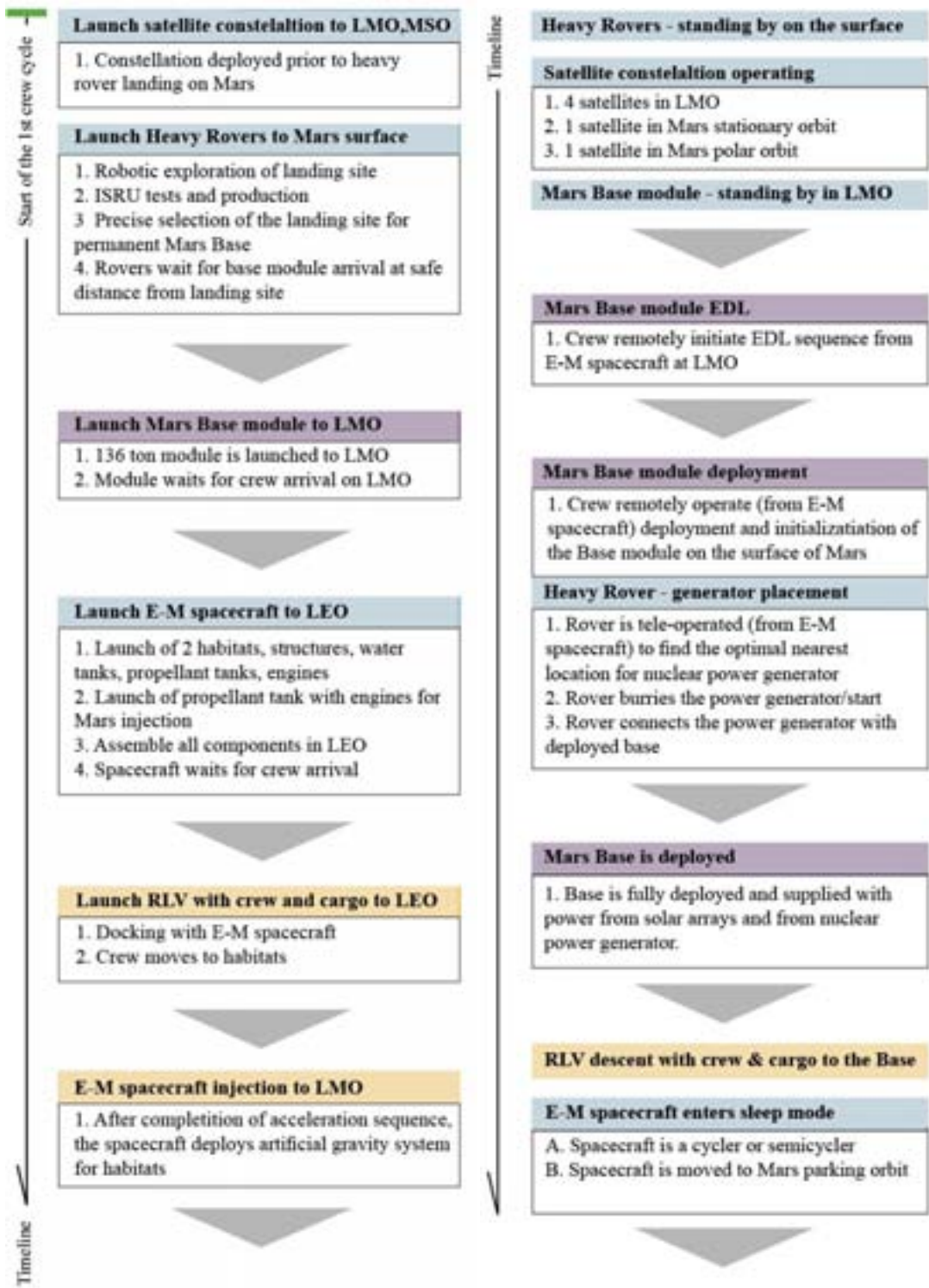


Figure 16 (left) - Launch sequence required for MB10 deployment - see Figure 17
 Figure 17 (right) - Launch sequence required for MB10 deployment - see Figure 18

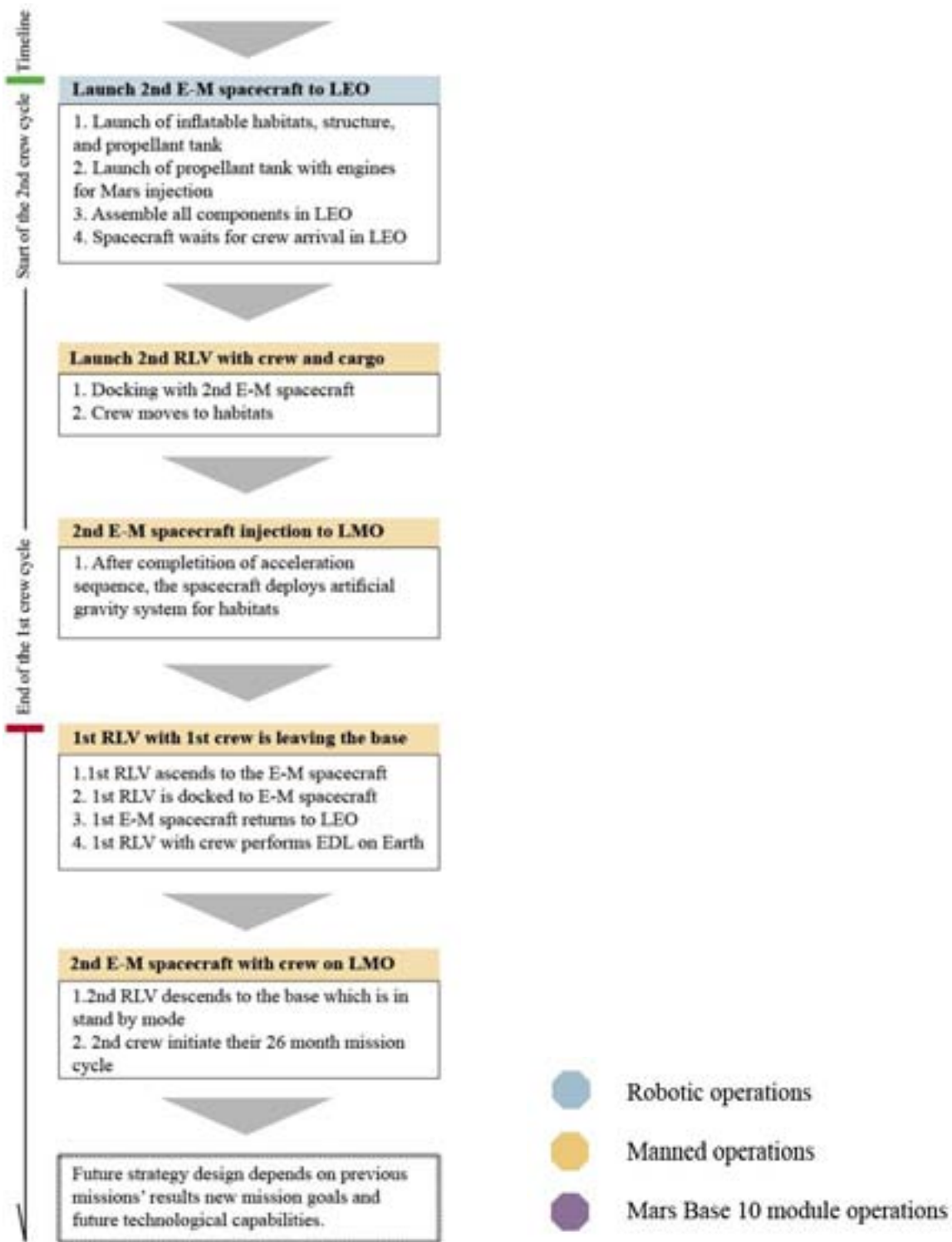


Figure 18 - Crew rotation operation sequence

MARS BASE 10 ARCHITECTURE - The design of the Mars Base is driven by mission objectives, launching and landing constraints and scientific goals. Mars Base 10 is designed as a permanent structure deployable on the Martian surface. The Base will serve primarily to reach scientific goals and accommodate 10 astronauts to comfortably and safely perform these goals.

Launch and landing constraints - One heavy lift launcher, Ares V, was chosen for launch to LEO and further to LMO with a modified payload shroud (Figure 19). Total mass of the payload is 136 tons and estimated mass of propellant for Trans Mars Injection is 84 tons.

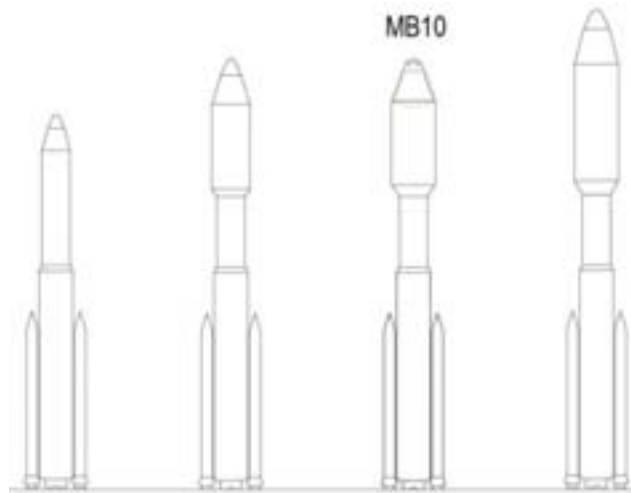


Figure 19 - Scheme of Ares V options and proposed payload shroud for Mars Base 10 module (MB10)

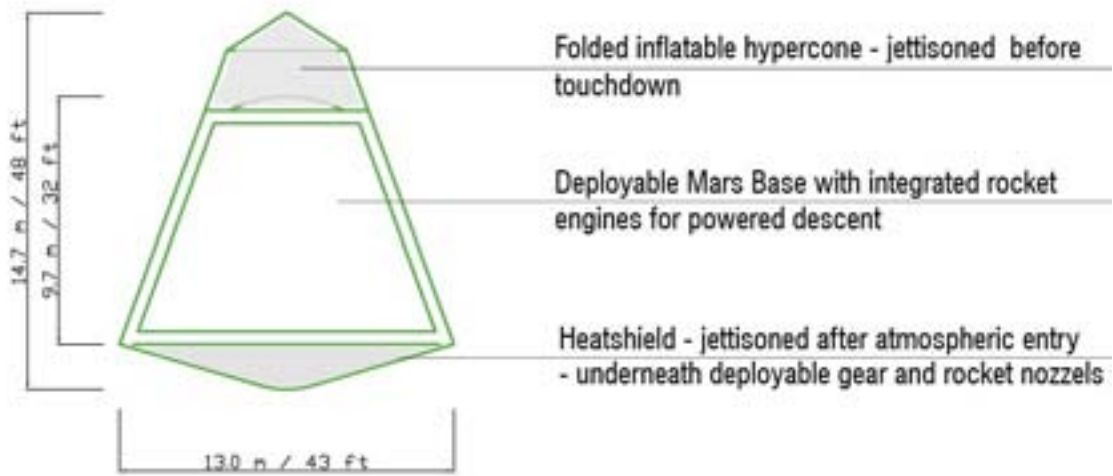


Figure 20 - Scheme of MB10 module – proposed 13 m diameter for modified Ares V (see Figure 19)

The shape and size of the Mars Base 10 module is shown on Figure 20. The shape of a 70 degree cone was chosen for its optimal properties of blunt body shape for atmospheric entry on Mars. The bottom part of the blunt body is a heat shield protecting the MB10 module during the atmospheric entry. In the top of the module is folded an inflatable hypercone for supersonic deceleration after atmospheric entry (VERTIGO-INC, 2007). Hypercone structure was chosen for deceleration from supersonic speeds over tethered sky crane technology for its lighter structure and more efficient deceleration phase. Sky crane technology for MB10 would require large additional fuel tanks and a large parachute system at the top of the MB10 module for its mass (estimated 20 to 35 tons). The sky crane is thus not recommended for landing of MB10 (Braun *et al.*, 2006).

The Entry - Descent - Landing (EDL) sequence is tele-operated by crew from the LMO. By the time all components of the mission for MB10 EDL are at LMO, the deorbit burn can be performed and entry into the Martian atmosphere can be initiated. The inflated hypercone (VERTIGO-INC, 2007) will be deployed for decelerating from supersonic speeds. At the moment of the deceleration to subsonic speeds the hypercone is released and sequence of powered descent is initiated.

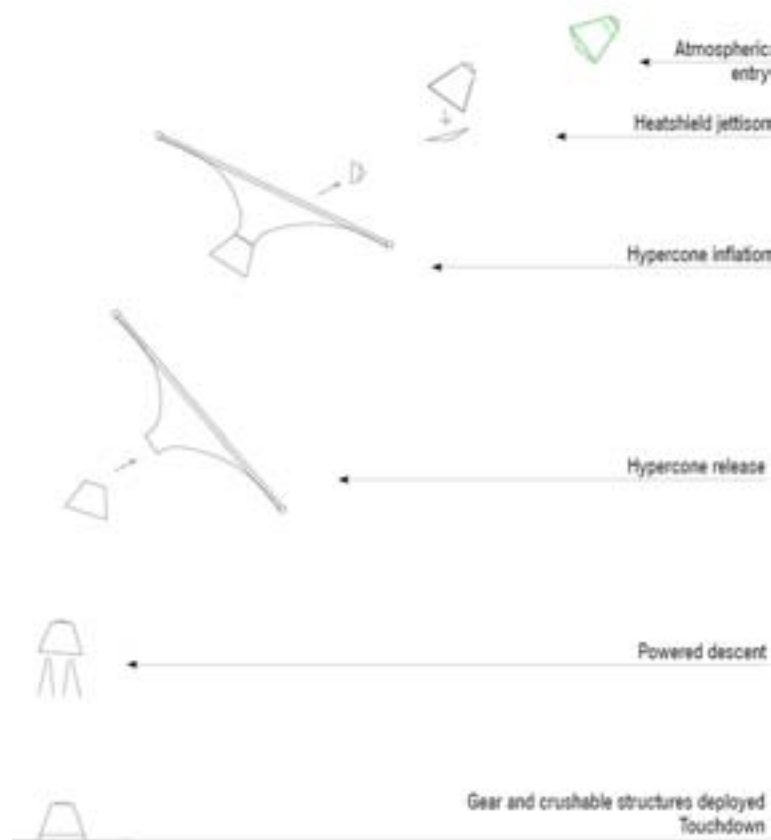


Figure 21 - Scheme - entry, descent and landing of MB10 module

The controlled powered descent will ensure very precise landing at the landing site previously selected by tele-operated rovers (Figure 21). Before touchdown, the deployable landing gear and crushable structures are deployed. After touchdown the crushable structures are activated to descend closer to the Martian surface and the Mars Base is automatically balanced in a horizontal position.

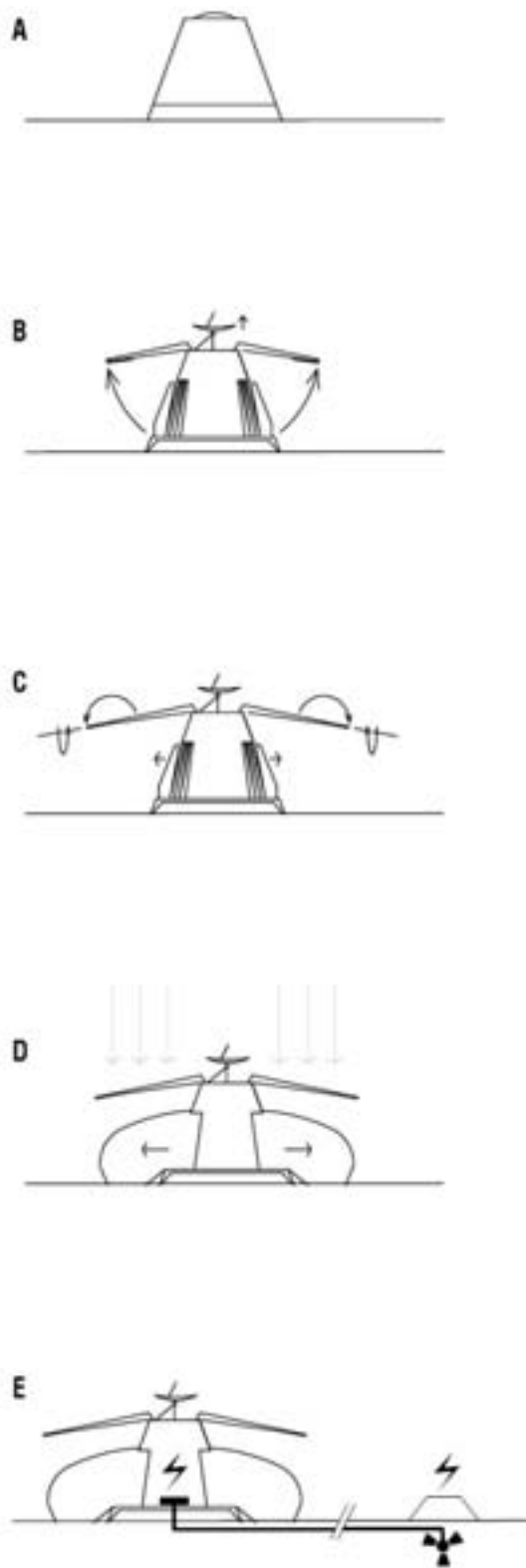


Figure 22 - Surface deployment of MB10 module

Teleoperated MB10 deployment sequence on the Martian surface - After MB10 module touchdown a set of robotic operations has to be performed to deploy the base in the final configuration. These operations are remotely controlled from LMO by the E-M spacecraft crew.

A – Touchdown - The MB10 landing gear has a system (crushable structure) for close surface touchdown which is necessary for deployment of the inflatable structures. The gear is adjustable for setting up the MB10 module in a horizontal position (Figure 22 A).

B - Antenna and solar array deployment - First the antenna for communication with the satellite constellation and E-M spacecraft is deployed, and then solar arrays are opened in a horizontal position (Figure 22 B).

C - Solar array deployment and adjustment - The solar arrays are unfolded, opened in a horizontal position, and turned 180 degrees to position the solar cells upwards. After full deployment of the solar arrays, they are adjusted according to the Sun's position (Figure 22 C).

D - Inflatable structure deployment - Once the solar arrays are fully operational, the compressors are connected to the power system and the inflatable structure deployment procedure is initiated. The inflation will be performed sequentially (two structures - one after the other). The inflation sequence is followed by robotic tank removal procedures (tanks for powered descent are placed on the first level next to descent engines). The tanks are moved in successive steps on the rail to the entrance area, where a robotic arm will carry the tank outside the base and place it on the outside rail ring for storage tanks. Tanks will be reused for ISRU (Figure 22 D).

E – Connection to the main power source - During the MB10 module deployment, nuclear generator placement operations are conducted by the crew. Once the generator is buried in a safe area, the tele-operated rover will wire and connect the generator with the base. The base, under full power supply, will start the pressurization sequence of the interior space to get ready for crew arrival (Figure 22 E).

MARS BASE 10 LAYOUT - Mars Base 10 is horizontally divided into three levels (Figure 23). The first floor (Figure 24) is dedicated to working areas; the EVA suits exchange area, ECLSS and greenhouse area. There is an entrance area with airlocks and a dust lock on the first floor. From the airlock/dust lock room an astronaut can enter the octagonal core with changing areas, a compact bathroom with shower, and a staircase to another level of the base. Four laboratories for eight crewmembers, a room with two interfaces for operating robotic arms in the outside depressurized experimental area, a storage room, and an ECLSS room are accessible from this octagonal core. Greenhouse areas have access from opposite laboratories and are equipped with large opaque windows with integrated shielding and outside window shutters, an artificial illumination system, atmosphere generation and distribution system, and water recuperation system. The plant beds' positions can be adjusted as required according to the in-situ production progress. All conduits, pipes, and other infrastructure support equipment would preferably be placed within the module's walls in order to maintain the efficiency of the interior volume.

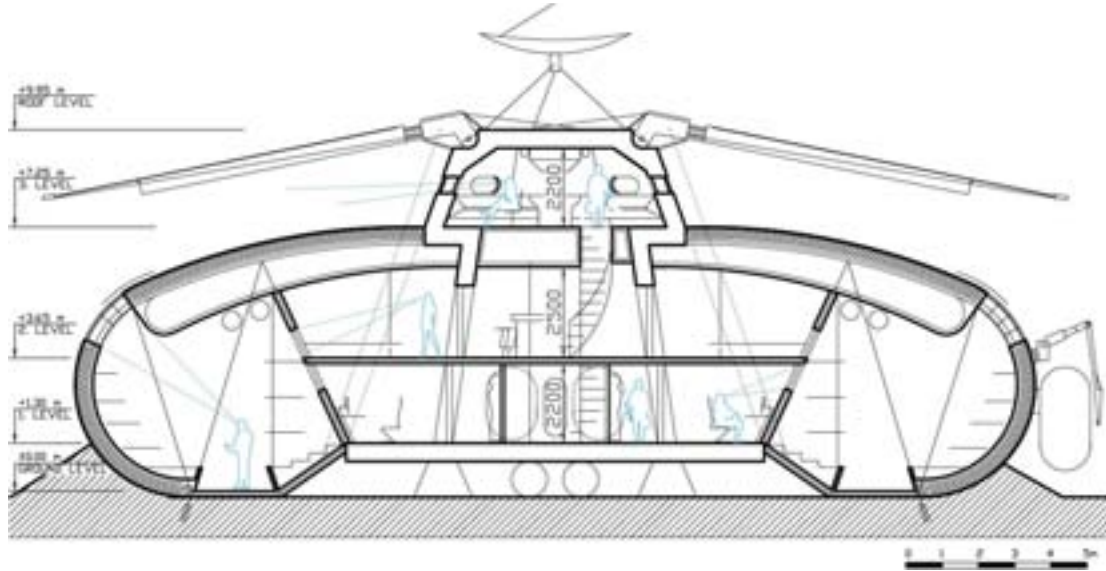


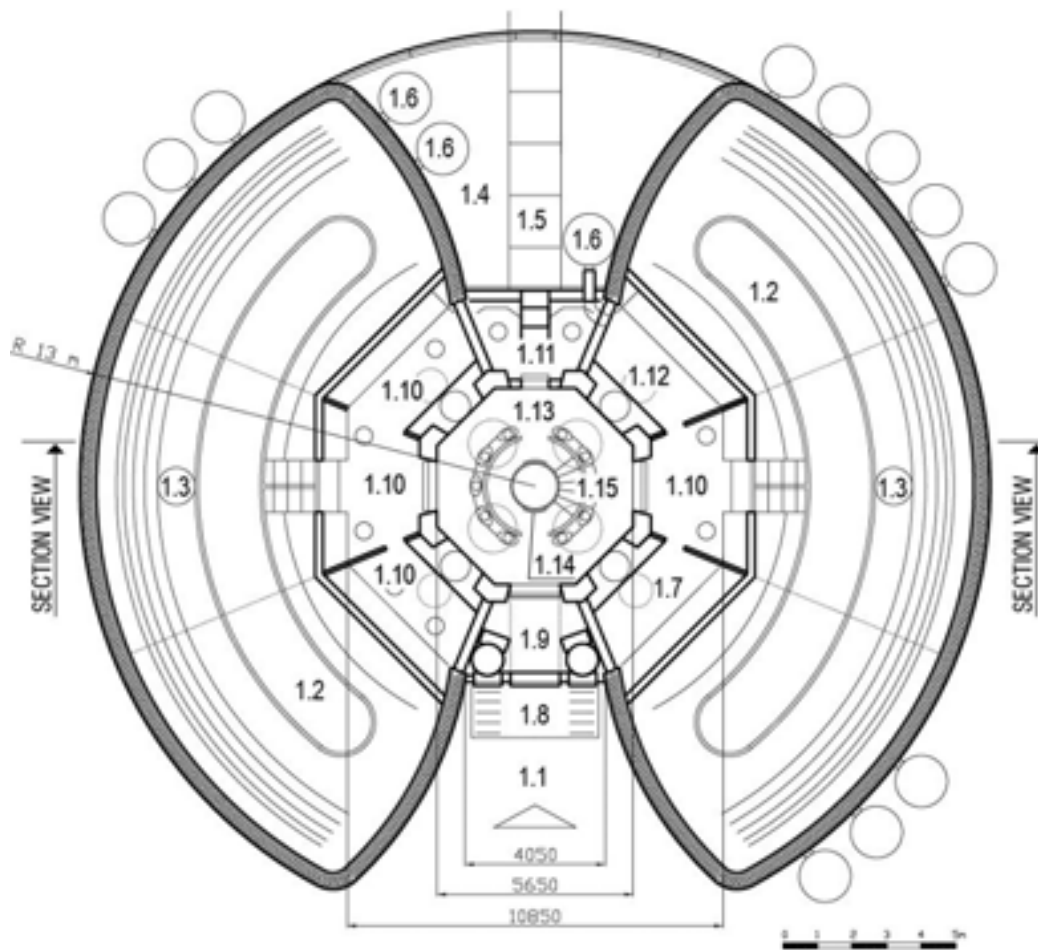
Figure 23 - Mars Base 10 – Section

The second floor (Figure 25) is to be the crew's living area. There are five double rooms for 10 crewmembers, each equipped with a bathroom (containing a shower, bath basin, WC), one medical room and two niches with gym machinery. The central part of the second level is equipped with a built-in bar and galley structure with all necessary equipment and food storage spaces. The first and second floors are shielded by water tanks placed under the inflatable roof, and in the structure between second and third floors. The third floor (Figure 26) is a briefing, command and control room accessible by a spiral staircase. The third floor is the only area which is not shielded by water tanks and the only room which has a possibility of a clear view through the six windows all around outside the Mars Base 10.

The robotic arm system is essential for effective base operations. The base is equipped with three robotic arms (one arm is indicated on the section drawings - Figure 23, 30 - outside the structure on the right) which can perform various tasks related to manipulation of cargo and storage tanks. The arm is attached to the outer ring rail on the inflatable structures and enables manipulation and examination of regolith samples and various outside experiments in a depressurized laboratory area, or in other areas by deploying the composite frame. The robotic arms can also perform or assist in rover maintenance, repairs, or loading and unloading the cargo. Power generation for the Mars Base is secured by a nuclear power generator buried close to the base (covering a major part of all the base power consumption) and solar arrays with partial capability of tracking the sun and

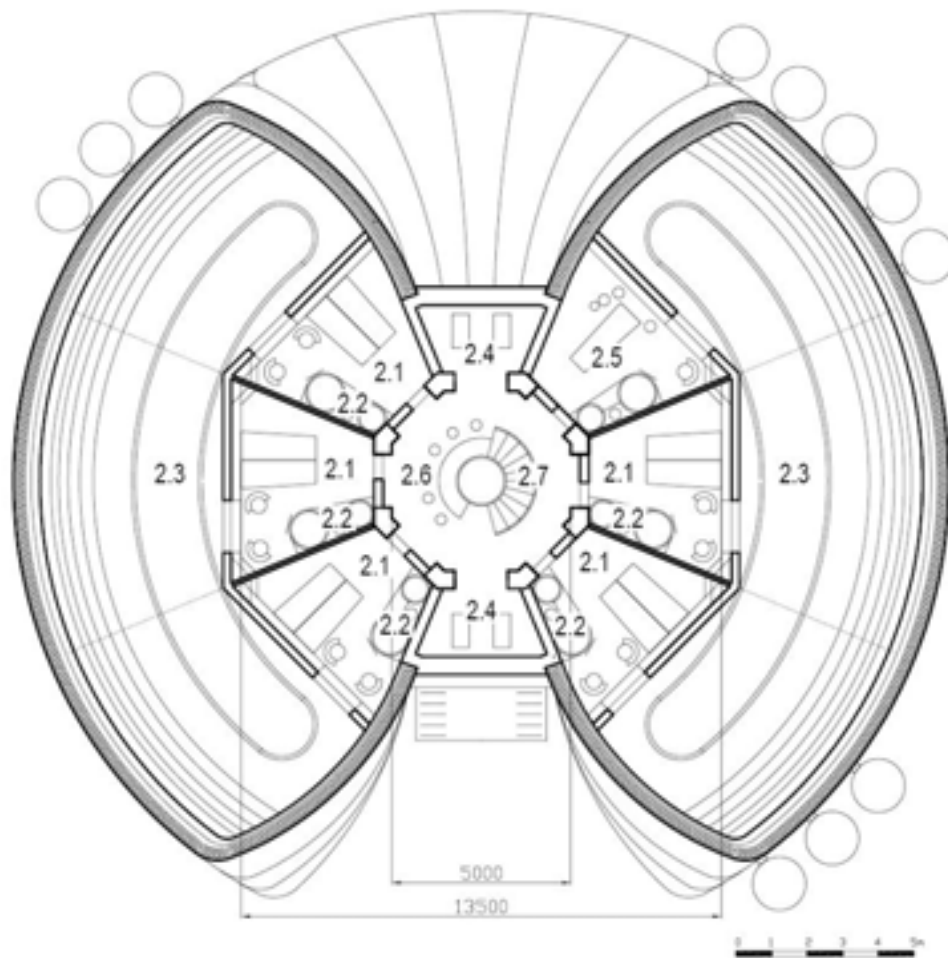
Martian dust mitigation capabilities. The base is equipped with regenerative batteries and a charging system available for all types of Martian vehicles (heavy, light rovers, flyer, RLV) at the entrance area of the base.

The water distribution system connects to all shielding water tanks, water recuperation systems, waste water systems and subsequent natural and chemical filtration performed in greenhouse areas with the ECLSS room. The bio-regenerative environmental control and life support system is an integral part of the Mars Base 10 organism. The ECLSS is designed with multiple redundancies to withstand various emergency situations. Two large greenhouses work independently. Should one fail, the second can adequately support ten crewmembers. The command, control and briefing centre (Figure 26) serves mission design and operation schedule design, major communications with Earth, and generally keeps MB10 running. The centre is connected with high computing capability hardware and equipped with high-end graphic interface. The centre serves to perform virtual mission simulations, development of exploratory mission plans, weather forecasting and entertainment. The centre will serve as an observatory point of the base vicinity without the necessity of using camera systems. It is the only room in the base equipped with transparent windows. Nevertheless the radiation sensitive hardware would be placed in lower levels to prevent possible data, software and hardware damage.



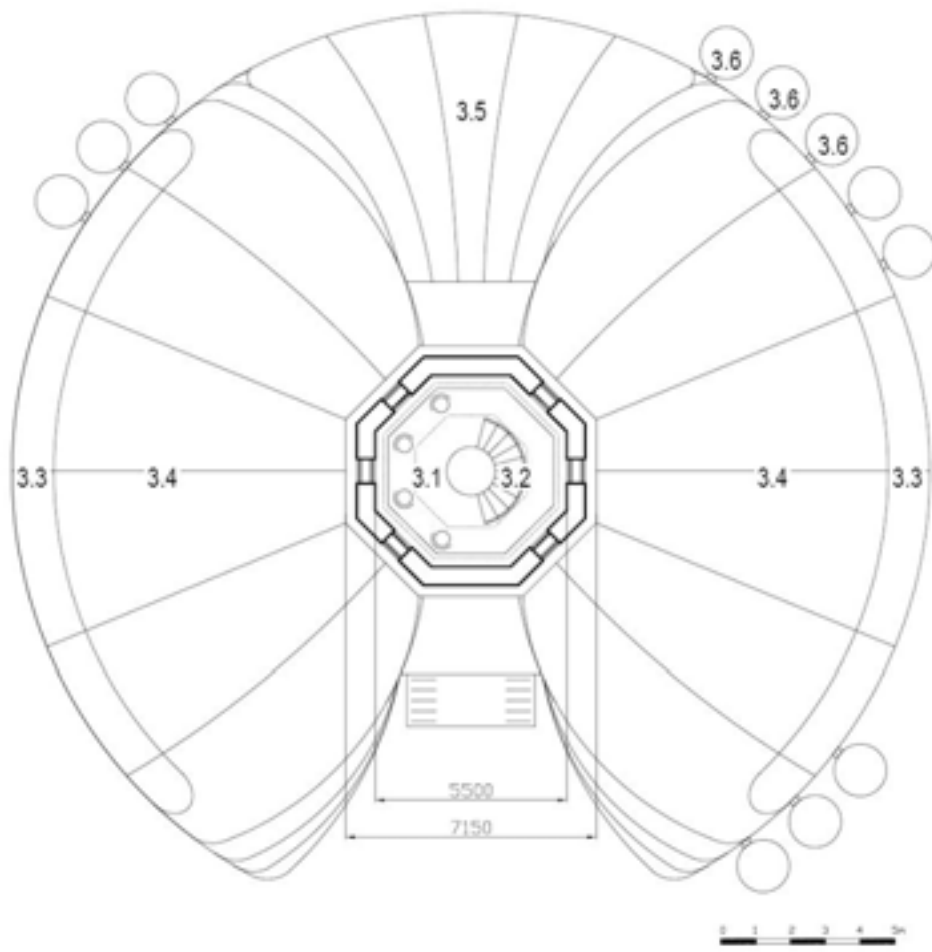
Number	Function	m2 / ft2	Quantity	Total m2 / ft2
1.1	Main Entrance	X / X	1	X / X
1.2	Greenhouse	147 / 1582	2	294 / 3164
1.3	WC	1 / 10	2	2 / 20
1.4	External Laboratory	47 / 505	1	94 / 1100
1.5	Bridge for Robotic Arms	X / X	1	X / X
1.6	Storage Tank	X / X	X	X / X
1.7	Storage Room	10 / 107	1	10 / 107
1.8	Ramp	X / X	1	X / X
1.9	Airlock, Dustlock	7 / 75	1	7 / 75
1.10	Laboratory	10 / 107	4	40 / 428
1.11	Robotic Arms' Operations Room & Emergency Exit	7 / 75	1	7 / 75
1.12	ECLSS, ISRU	10 / 107	1	10 / 107
1.13	EVA Suites Wardrobe	20 / 215	1	20 / 215
1.14	Compact Bathroom	1.5 / 16	1	1.5 / 16
1.15	Staircase	1 / 10	1	1 / 10

Figure 24 - Mars Base 10 – first level / ground floor plan



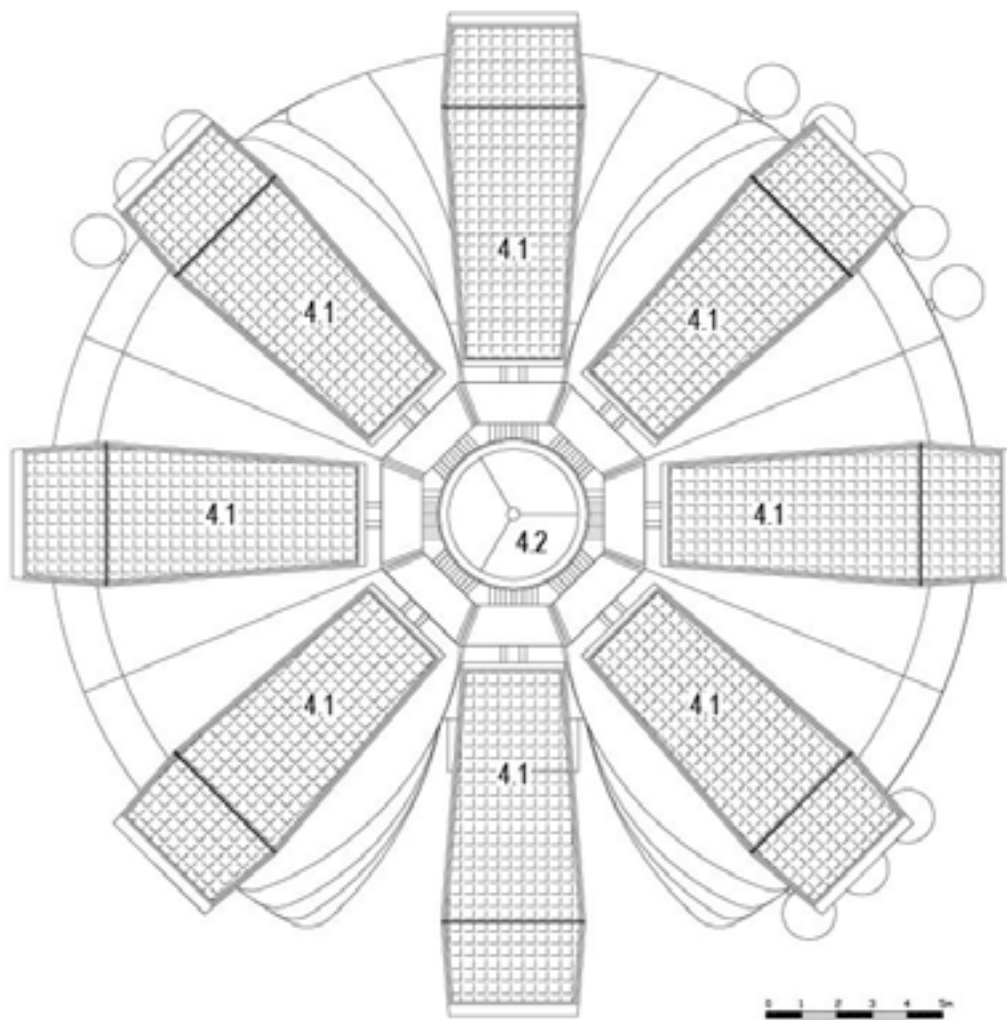
Number	Function	m2 / ft2	Quantity	Total m2 / ft2
2.1	Double Room	14 / 150	5	70 / 750
2.2	Bathroom	2 / 21	6	12 / 126
2.3	Greenhouse	see Figure 24	2	see Figure 24
2.4	Gym	5 / 58	2	10 / 116
2.5	Medical Room	14 / 150	1	14 / 150
2.6	Bar and Galley	18 / 193	X	18 / 193
2.7	Staircase	2 / 21	1	2 / 21

Figure 25 - Mars Base 10 – second level plan



Number	Function	m2 / ft2	Quantity	Total m2 / ft2
3.1	Command, Control, Briefing Centre	22 / 236	1	22 / 236
3.2	Staircase	2 / 21	1	2 / 21
3.3	Greenhouse window	X / X	2	X / X
3.4	Roof of pressurized inflatable structure	X / X	2	X / X
3.5	Roof of unpressurized inflatable structure	X / X	1	X / X
3.6	Storage tank	X / X	X	X / X

Figure 26 - Mars Base 10 – third level plan



Number	Function	m2 / ft2	Quantity	Total m2 / ft2
4.1	Solar array	33 / 355	8	264 / 2840
4.2	Dish antenna	13 / 139	1	13 / 139

Figure 27 - Mars Base 10 – top view plan

Base structural and operational layout - The structure is designed to withstand launch and landing flight conditions with sufficient contingency. The central part of the blunt body is rigid, and made of light metal, carbon composites and polyethylene elements. This central part is tough and stable enough to allow safe landing and movement of deployable structures. The double horizontal structure between the second and third level contains a tank filled with water so that the rigid core at the first and the second level of MB10 can serve as the safe haven in times of high radiation solar events (Figure 28, 29). The deployable structures include landing gear with crushable structures for safe touchdown, solar arrays, antenna structures, and floor slabs for greenhouses. Inflatable structures are made of carbon composite, Kevlar, Nextel, aluminum and plastic elements (Figure 28, Figure 29).

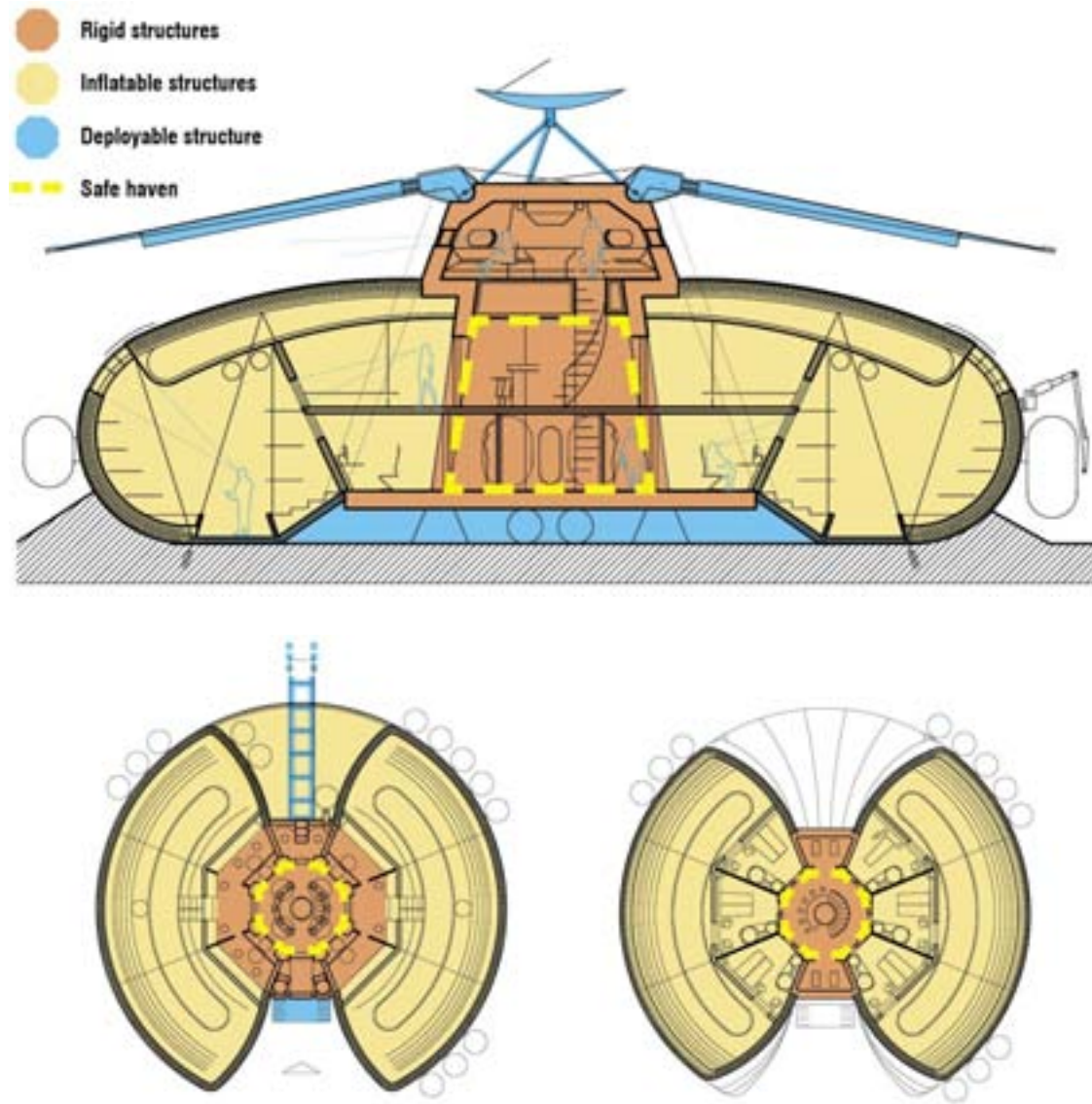


Figure 28 - Mars Base 10 - section - scheme of structural types

Working areas, living, command and control operations are distinguished by three levels (Figure 30, Figure 31). The ground level is fully dedicated to operations such as research, ECLSS and food production activities. The second and third floors are clean operation areas. All rooms are interconnected by digital interfaces and by visual clues. Each space in the base is very specific and thus there will be no problems with spatial disorientation. The work area ceiling is 2.2 m from the floor and the greenhouse area is roughly 4 m from the floor (Figure 30, Figure 31). The Mars Base 10 concept design is an attempt to approach the first Martian habitat with the additional emphasis on comfort and habitability. The scientific goals cannot be met if the crewmembers are not living in a good environment in psychological and physiological harmony. Because a number of constraints limit the living area size, the living and working spaces have to be modest but highly efficient.

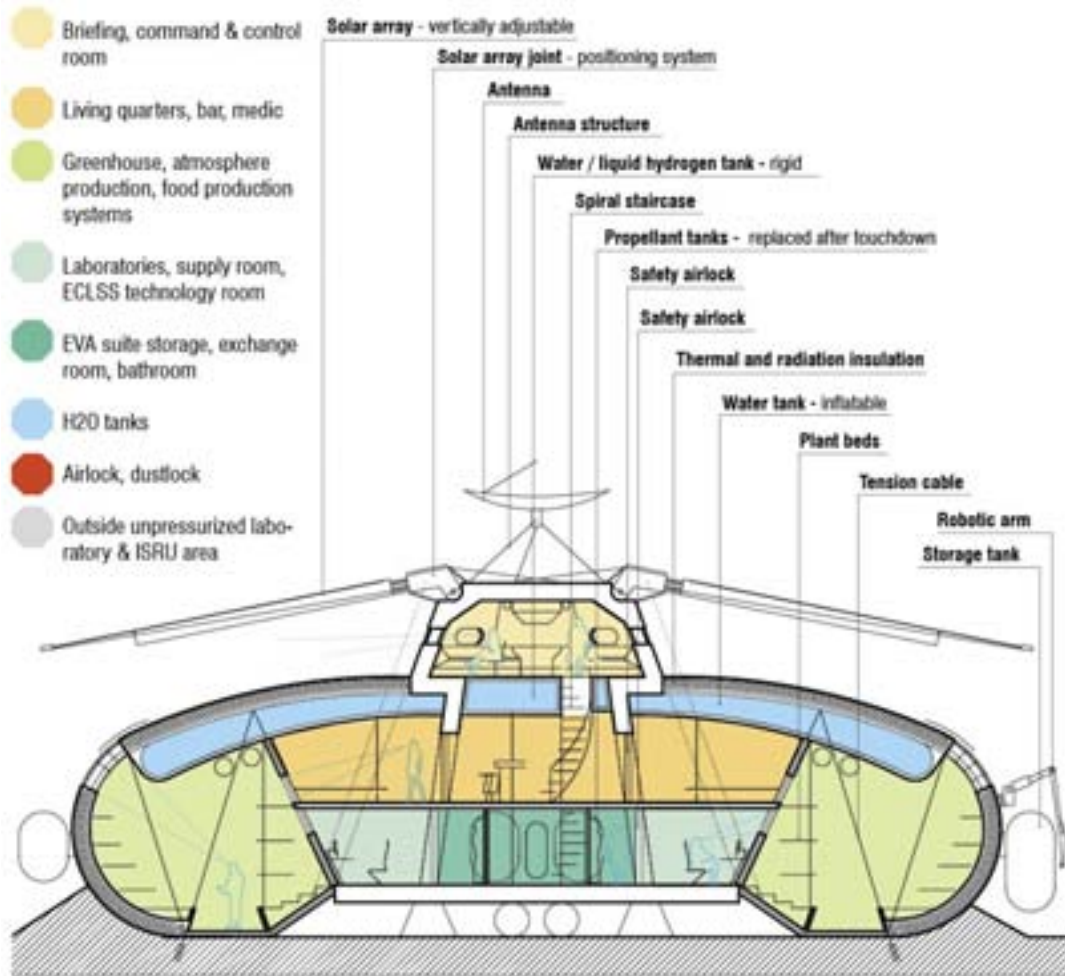


Figure 30 - Mars Base 10 - section - operational and functional scheme

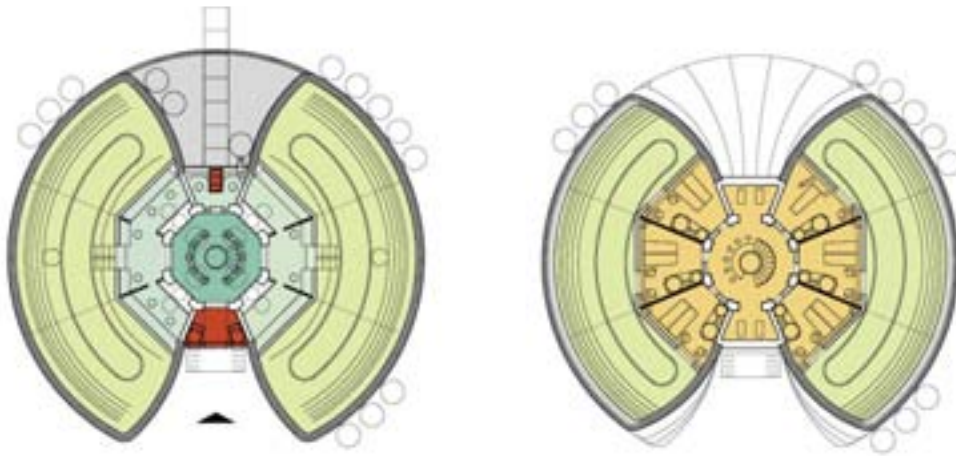


Figure 31 - Mars Base 10 - first level (left) and second level plan (right) - operational and functional scheme

Articulating solar arrays are important part of MB10 architecture. Their area should be sufficient to provide enough power for initial inflation of the greenhouses structures and for low energy consumption operational scenario of the base. Solar arrays on the top of the structure (Figure 30) are equipped with an articulating system which enables movement up and down and rotation of eight solar panels. Arrays can thus partially track the sun over the day time and folding the panels down and turning them upside down can prevent settling of Martian dust on the solar cells even during dust storms (Figure 32, 33, 34). This system is mitigating number of high risks related to wiping the Martian dust off the solar panels by crew. The antenna structure can fold down or incline the antenna if necessary. A part of the antenna structure is also a light material cover preventing settling the dust in the antenna dish. All joints of the moving parts will be protected with multiple layers to prevent dust penetration into the joint system. The inflatable roof structure would be cleaned off the dust by the robotic arms if necessary.

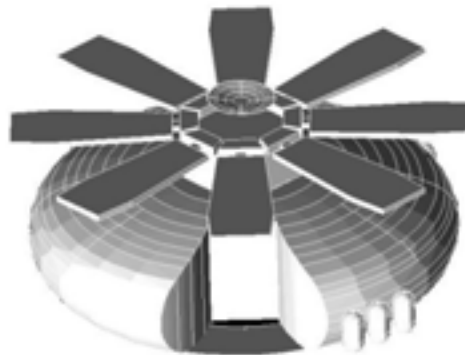


Figure 32 - Mars Base 10 - axonometric scheme - solar array panels in horizontal position

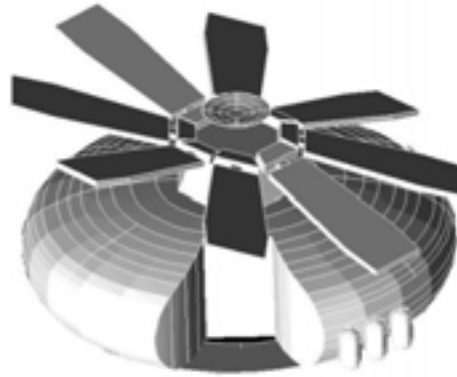


Figure 33 - Mars Base 10 - axonometric scheme - solar array panels in sun tracking position

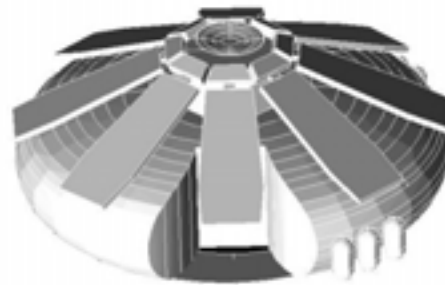


Figure 34 - Mars Base 10 - axonometric scheme - solar array panels in dust storm position – solar cells are turned down to the inflatable structure

MARS BASE 10 – TERRESTRIAL ANALOGUE BASE - For optimal terrestrial simulations, it is recommended to use materials and structures as close to the actual Mars habitat design as possible. For the terrestrial analogue base, different scientific goals will probably be defined according to which structure systems and inbuilt technology will be set up or selected. This paper will present structural solutions for terrestrial applications of MBT10 with particular focus on desert environments. An analogue base can be easily built up with current technologies and should comply with local standards. The base structure in the terrestrial gravitational field and environment has different requirements on load bearing structures than on Mars. The location for any MB10 analogue has to have a steady and flat rock or sand surface and has to be accessible by heavy machinery for transport and lifting of heavy structural elements. A foundation will be necessary in the desert environment and prior to laying the foundation, the scouting and selection of an optimal site will have to be performed. The MB10 on Mars will experience just one third of terrestrial gravity so the landing gear and nature of the inflatable structures supported by frozen regolith will be sufficient as proposed. However, on the Earth the analogue base will have to have foundation structures due to the high load on the bottom elements of the base structure (Figure 35). The prefabricated reinforced concrete foundation slabs will be placed on a half-meter layer of hard-packed rock and sand, which will lie under the base (Figure 36).

The inflatable structures which carry the load of the pressurized volume from the inside on Mars are structures carrying mostly tension load, while on the Earth the inflatable structures (except water tanks) even under certain interior pressure (if the pressurized simulation habitat will be chosen), will have to be supported by compression elements such as inflatable or rigid ribs and subtle columns, to be able to carry the water tank

shielding. The weight of the water tank shielding of the MB10 on Mars is carried by internal pressure and thus there is no high compression beam structure necessary. The shape of the inflatable structure, which tends to create a round profile due to the high interior pressure, is kept in a flat position by tension cables on Mars (Figure 30, 35).

The rigid parts of the base structure can be made of prefabricated metal elements designed to be a mounted and bolted structure without welding on the building site to speed up the entire building process. In the case of budget constraints for the analogue base construction, the rigid metal structure could be substituted with a wooden structure, but all the structural elements' dimensions and load would have to be recalculated. The joints of the metal pieces have to be designed to mitigate vibration. The first will be a mounted bottom metal structure joined to the concrete slabs for the central hexagonal core. This is composed of a space-frame structure supporting the octagonal main platform composed of eight triangular pieces. Further eight main load bearing metal "S" shape columns will be placed and fixed at the bottom platform, and the top octagonal roof will strengthen the octagonal frame (Figure 36). The second metal floor and third floor metal water tank will be placed and all levels can be connected with spiral staircases. The briefing command and control room can be finalized by mounting metal or composites plates on the walls from the interior and mounting prefabricated window structures. The top floor can be wired and insulated (between the outside and inside skin) and finalized by putting on the octagonal structure composite plates from the outside.

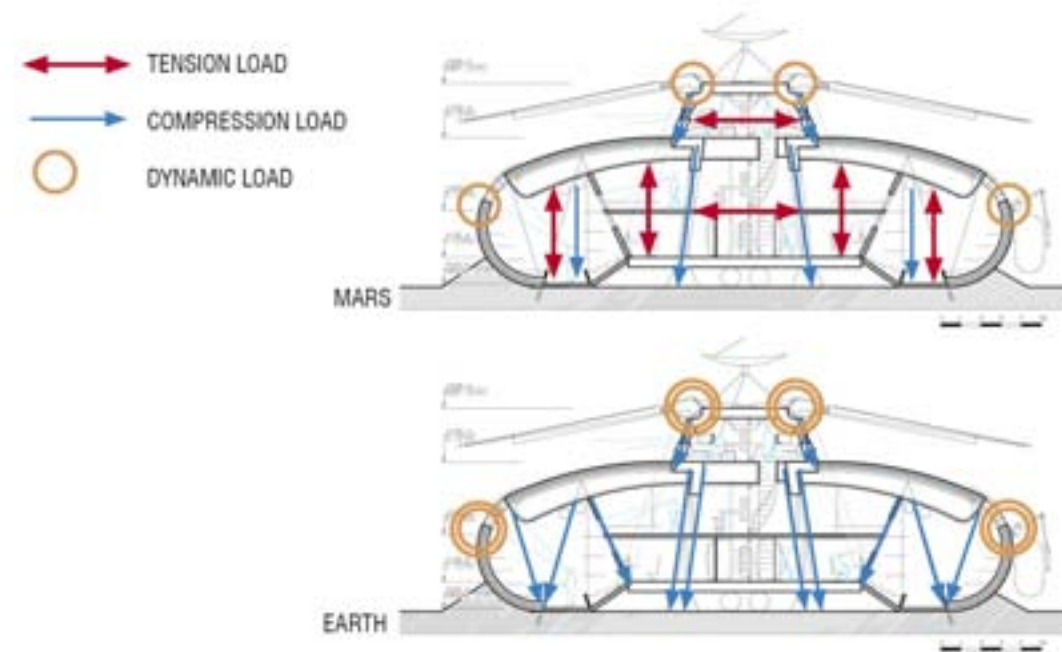


Figure 35 - Mars Base 10 structural analysis - base on Mars (top) and analog base on Earth (bottom)

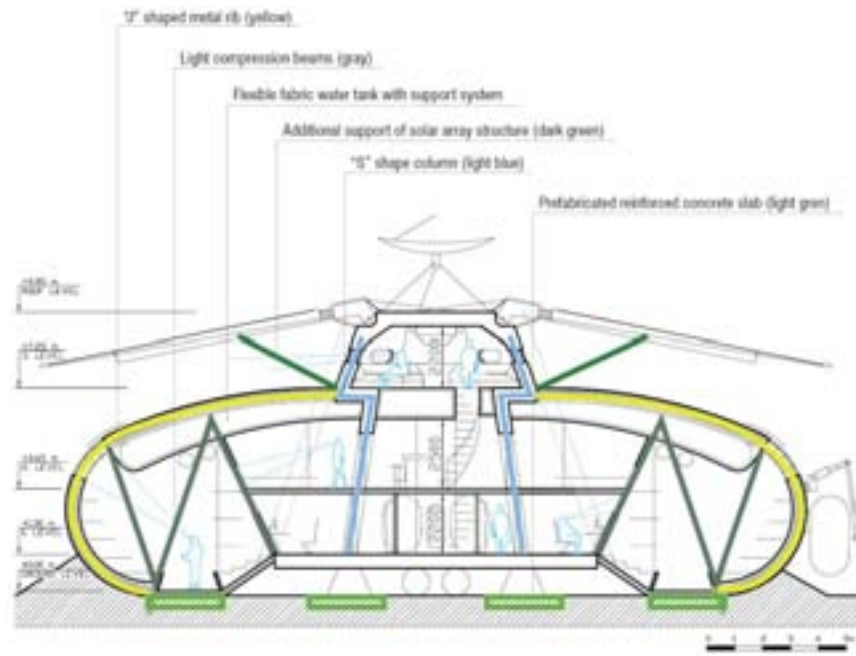


Figure 36 - Additional compression load bearing elements of MB10 structure which has to be added for terrestrial base deployment

When the top level is structurally finished and wired, the next stage of the construction is to place robotic mechanisms for the array wings and wings themselves, followed by placement of the antenna structure. This has to be done prior to the construction of the inflatable structure and the rest of the base. The joints for this mechanism are mounted on the top of the base structure and tested and the antenna mechanism and dish are then placed. Eight prefabricated array wings will be mounted in the roof joints with additional load bearing supporting mechanisms (Figure 36) and tested.

The next step is to deploy the “inflatable structure” which has a number of potential structural solutions. One of them is to deploy prefabricated “J” shaped ribs (Figure 36) and to connect them to the octagonal core at the level of the third floor and to the prefabricated reinforced concrete slabs at the bottom. These ribs will be composed of two or three parts and will be designed to carry the load of the water tanks and distribute the load of wind at local weather conditions. These ribs will be supported by light metal beams at the position of the tension cables (Figure 36). Once the light beam structure is rigid, it will be possible to deploy the customized inflatable flexible fabric tank system with tank support system (BERG, 2007). After successful deployment the tank is tested and the exterior fabric skin with integrated greenhouse windows is applied. The airlock doors in the two opposite sides of the metal octagonal core can be placed and walls can be insulated, wired, and covered with outer composite skin. At this point the base structure is fully enclosed. The light structures for living quarters, laboratories and plant beds can be placed. The robotic rail system for tank storage and manipulation can be installed and used for filling the plant beds with soil.

Finally the equipment and light structures for EVA suit storage, bathroom and interior equipment is installed and tested. The base is connected to a local area AC/DC system and the Mars Base 10 simulation can start. In terms of terrestrial structural solutions there are a number of options for building the MB10. The one presented in this paper was chosen as the best, assuming transportation capability of large and heavy structural elements and the possibility to fabricate custom-sized metal elements.

CONCLUSION – MARTIAN GENIUS LOCI

The style of terrestrial architecture has evolved over a long period of time in different cultural conditions and on different continents in different climate conditions and with different building resources. All this diversity strives for the same thing: architectural solutions. The architectural design within *Genius Loci* of the Martian environment aims at the ultimate purpose of architecture to serve humans. The major driver for a building design on the Martian surface is the humans' survival. The habitable environment for man requires pressurized interior of the building structure. This property predetermines the character of Martian architecture to be closed, round in interior or (if possible) underground because the interior pressure for man has to be more than 100 times higher than the surrounding pressure on the Martian surface. The relationship between exterior and interior on the Earth is very different from that of the Martian building because the exterior of the Martian building has to deal with an environment hostile to a man. The interior with gardens, living quarters, working and entertainment areas of the Martian habitat may be thus perceived as a terrestrial interior and exterior as well, and the outer shell of the Martian habitat the border between the living and hostile environment. The *Genius Loci* can so far be observed solely from photographs sent by a number of robotic explorers. But these, even high resolution panorama pictures, will never sufficiently convey us the uniqueness of Mars in human perception that could involve architectural design which might help to find solutions to inhabit the planet.

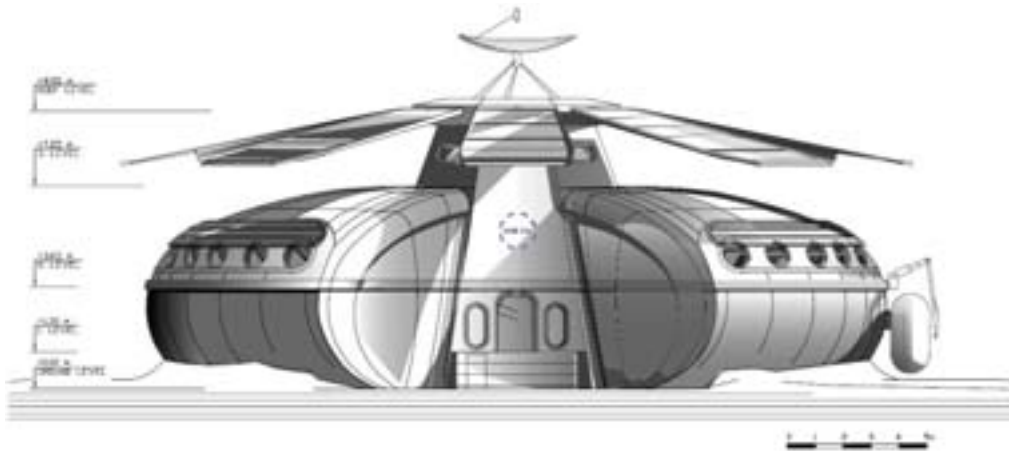


Figure 37 – Exterior view on the entrance of the MB10 settled on the Martian surface

For the first building on Mars - which is actually a deployable module and thus some kind of hybrid between building and spacecraft - there has to be a different designer's approach than for terrestrial structures without launching and landing constraints (Figure 37). This building design will not really benefit from a terrestrial approach to the *Genius Loci*. Instead, the design will follow the human requirements for survival. Mars Base 10 is thus not architecture as we know it on Earth, a strong structure founded in the ground and bound with the local environment, but it contains the architectural approach in its design. MB10 is purely scientific architecture, the design of which is based on scientific research and investigations of mission objectives. The only spiritual element of the MB10 design is the knowledge of the importance of finding solutions for human habitation of extraterrestrial environments, search for sustainable habitation principles in general and the process of design itself.

The further development of MB10 would point out critical elements and would find out the feasible aspects of this concept. The module should undergo the typical spacecraft development phases with additional terrestrial and lunar habitation testing. Terrestrial testing is important to find the base layout feasible in the long term

scenario with partial focus on spatial requirements and team work and systems operations, whereas lunar tests will prove MB10's deployment capability, technological feasibility and operability as well the structural rigidity and interior habitability. The lunar environment would be recommended for tests because it is much more hostile than the Martian environment and because it does not take 200 days to reach the surface but rather just a couple of days. Further development can thus prove or refute the idea of MB10 which could be modified and considered also as a base concept for habitat in any harsh, sunlit celestial body environment.

If this type of mission concept is proven to be technically feasible, the mission would require complex infrastructure to be deployed in space. Therefore international cooperation would be recommended to govern a peaceful, scientific mission whose primary goals are to settle permanently on another celestial body in our solar system for the purpose of exploration and research. Such a mission would bring knowledge about our solar system, Mars and also possibly about the existence of life on another celestial body which are essential for understanding and improving of life on Earth. MB10 mission would of course require well developed funding strategy. For this purpose may be chosen combination of public and private partnership for this mission. The management of this mission should include large involvement of the public and raise public interest via outreach, entertainment and education activities which may be indirectly connected with MB10. Space business related to the MB10 mission conducted within a framework of space exploration might also bring much faster technology development, access to space and secure a peaceful use of space than purely governmental involvement.

REFERENCES

1. ACUNA, M.H.; CONNERNEY, J.E.P.; NESS, N.F.; LIN, R.P.; MITCHELL, D.; CARLSON, C.W.; MCFADDEN, J.; ANDERSON, K.A.; REME, H.; MAZELLE, C.; VIGNES, D.; WASILEWSKI, P.; CLOUTIER, P. 1999. Global Distribution of Crustal Magnetism Discovered by the Mars Global Surveyor MAG/ER Experiment. [online]. Science, Vol. 284, Iss. 5415, p. 790-793, Apr 1999. Available from: http://mgs-mager.gsfc.nasa.gov/publications/science_284_5415_acuna/ [Accessed 3 July 2008].
2. ALLEN, J.P.; NELSON, M.; ALLING, A., 2003. The legacy of biosphere 2 for the study of biospherics and closed ecological systems. Adv. space res., 31 (7), 1629-1639.
3. BEATY, D.W.; BUXBAUM, K.L.; MEYER, M.A.; BARLOW, N.G.; BOYNTON, W.V.; CLARK, B.C.; DEMING, J.W.; DORAN, P.T.; EDGETT, K.S.; HANCOCK, S.L.; HEAD, J.W.; HECHT, M.H.; HIPKIN, V.; KIEFT, T.L.; MANCINELLI, R.L.; MCDONALD, E.V.; MCKAY, C.P.; MELLON, M.T.; NEWSOM, H.; ORI, G.G.; PAIGE, D.A.; SCHUERGER, A.C.; SOGIN, M.L.; SPRY, J.A.; STEELE, A.; TANAKA, K.L.; VOYTEK, M.A. 2006. Findings of the Mars Special Regions Science Analysis Group, Unpublished white paper, 76 p, posted June 2006 by the Mars Exploration Program Analysis Group (MEPAG) [online]. Available from: <http://mepag.jpl.nasa.gov/reports/index.html> [Accessed June 20 2008].
4. BELL, L.; HINES, G.D. 2005. Mars habitat modules: Launch, scaling and functional design considerations. Acta Astronautica, 5, 48 – 58.
5. BERDICH, D.P.; CAMPBELL, P.D.; JERNINGAN, J.M. 2004. Developing Advanced Human Support Technologies for Planetary Exploration Missions. ed. Space 2004 Conference and Exhibit, 28 - 30 September 2004 San Diego.
6. BERG, 2007. Tank Support System [online]. Spokane, Berg Flexible Containment. Available from: http://www.bergco.com/flexible_containment/products/khcms_pillowtank_support_system.aspx [Accessed 25 July 2008].
7. BRAUN, R.D.; MANNING, R.M., 2006. Mars Exploration Entry, Descent and Landing Challenges. Journal of Spacecraft and Rockets, 44 (2), 310-323.
8. CERMAK, M. 2006. Monitoring and telemedicine support in remote environments and in human space flight. British Journal of Anaesthesia, 97 (1), 107–14.
9. CERMAK, M. (mcermack@ast-space.net), 1 July 2008. Mars base draft. E-mail to O. DOULE (ondrej.doule@masters.isunet.edu).
10. COCKELL, C.S.; RAVEN, J.A. 2004. Zones of photosynthetic potential on Mars and the early Earth. Icarus, 169, 300–310.
11. CHOWDHURY, B.D. 2004. AC/DC Power Systems with Applications for future Lunar/Mars base and Crew Exploration Vehicle. Final Report (NASA Faculty Fellowship Program - 2004).
12. CHRISTIAN, J.; TANNER, C.; THEISINGER, J., 2006. A REVOLUTIONARY OUTPOST ARCHITECTURE FOR HUMAN MARS EXPLORATION. IAC-06-D1.1.7. Learned information, 3-8.
13. DOHM, J.M.; KERRY, K.; KELLER, J.; BAKER, V.R.; BOYNTON, W.; SHIGE MARUYAMA, ANDRESON, R.C., 2005. MARS GEOLOGICAL PROVINCE DESIGNATIONS FOR THE INTERPRETATION OF GRS DATA. ed. 36th Lunar and Planetary Science Conference, 14-18 March 2005 Houston.
14. DRAKE, B. G. 2007. DPT Mars Long-Stay Mission Architecture Status: Mid-Term (2018) Nuclear Thermal Propulsion and Solar Electric Propulsion System Options. NASA/ Johnson Space Center. 11 July 2000.
15. DUDLEY-ROWLEY, M.; WHITNEY, S.; BISHOP, S; CALDWELL, B.; NOLAN, P.D. 2001. Crew Size, Composition, and Time: Implications for Habitat and Workplace Design in Extreme Environments. Society of Automotive Engineers, Inc, 2001-01-2139.
16. FRAMPTON, K., 2002. Labour, Work and Architecture - Collected Essays on Architecture and Design. 2nd ed. London: Phaidon.
17. GARVIN, J.B.; LEVINE, J.S.; BEATY, D.W.; ANBAR, A.D.; BELL, M.S.; CLANCY, R.T.; COCKRELL, C.S; CONNERNEY, J.E.; DORAN, P.T.; DELORY, G.; DICKINSON, J.T.; ELPHIC,

- R.C.; EPPLER, D.B.; FERNANDEZ-REMOLAR, D.C.; GRUENER, J.E.; HEAD, J.W.; HELPER, M.; HELDMANN, J.; HIPKIN, V.; LANE, M.D.; LEVY, J.; MOERSCH, J.; ORI, G.G.; PEACH, L.; POULET, F.; RICE, J.W.; SNOOK, K.J.; SQUYRES S.W.; ZIMBELMAN, J.R. Planning for the Scientific Exploration of Mars by Humans by MEPAG HEM-SAG. Unpublished white paper, posted on March 2008 by the Mars Exploration
18. Program Analysis Group (MEPAG) [online]. Available from: <http://mepag.jpl.nasa.gov/reports/index.html> [Accessed 21 June 2008].
 19. GULICK V., 2008. Interactive Mars Data Maps [online]. NASA Ames Research Center. Available from: <http://marsoweb.nas.nasa.gov/globalData/> [Accessed 2 August 2008].
 20. JMARS - ASU, Mars Scientific Software Team, 2008. Java Mission-planning and Analysis for Remote Sensing [online]. Available form: <http://jmars.asu.edu> [Accessed 28 September 2008].
 21. KANAZAWA, S.; ISHIKAWA, Y.; TOMITA-YOKOTANI, K.; HASHIMOTO, H.; KITAYA, Y., YAMASHITA, M.; NAGATOMO, M.; OSHIMA, T.; WADA, H., 2008. Space agriculture for habitation on Mars with hyper-thermophilic aerobic composting bacteria. *Advances in Space Research*, 41, 696–700.
 22. KOZICKA, J., 2008. Low-cost solutions for Martian base. *Advances in Space Research*, 41, 129–137.
 23. LARSON, B.; SANDERS, J. 2007. NASA In-Situ Resource Utilization (ISRU) Project And Its Linkage To Lunar Science. Lunar Science Workshop. 29 February 2007.
 24. MARSHALL, M.; ROBINSON, E.; PARK, T.; BROWNLOW, L.; ELLIOT, J. 2004. Nuclear Power Options for Mars Polar Robotic Outpost. STAIF. February 2004.
 25. MCKAY, C. 18 June 2008. Personal Communication.
 26. MELLON, M.T., 2003. THEORY OF GROUND ICE ON MARS AND IMPLICATIONS TO THE NEUTRON LEAKAGE FLUX. ed. 34th Lunar and Planetary Science Conference, 17-21 March 2005 League City.
 27. NASA, 2008. Water mass map from neutron spectrometer [online]. NASA/JPL/Los Alamos National Laboratory. Available from: <http://mars.jpl.nasa.gov/odyssey/gallery/science/PIA04907.html> [Accessed 14 July 2008].
 28. NATIONAL RESEARCH COUNCIL, 2002. Safe On Mars - Precursor Measurements Necessary to Support Human Operations on the Martian Surface. Washington, D.C.: National Academy Press.
 29. PORTREE, D.S.F., 2001. Fifty Years of Mission Planning 1950 - 2000. Washington: NASA Headquarters.
 30. POWEL, J.; MAISE, G.; PANIAGUA, J., 2001. SELF-SUSTAINING MARS COLONIES UTILIZING THE NORTH POLAR CAP AND THE MARTIAN ATMOSPHERE. *Acta Astronautica*, 48 (5-12), 737-765.
 31. RAUWOLF, G.A.; FRIEDLANDER, A.L.; NOCK, K.T., 2002. A MARS CYCLER ARCHITECTURE UTILIZING LOW-THRUST PROPULSION. ed. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 5-8 August 2002 Monterey.
 32. SHOCKEY, K.M.; ZIMBELMAN, J.R., 2007. SAND DUNES ACROSS THE DICHOTOMY BOUNDARY OF MARS. ed. 38th Lunar and Planetary Science Conference, 12–16 March 2007 League City.
 33. STOKER, C.R.; MCKAY, C.P.; HABERLE, R.M.; ANDERSON, D.T., 1991. SCIENCE STRATEGY FOR HUMAN EXPLORATION OF MARS. *Adv. Space Res.*, 12 (4), 79-90.
 34. SUMRALL, J.P.; MCARTHUR, C., 2007. Ares V: Designing the Heavy Lift Capability to Explore the Moon. AIAA Space, Long Beach, 18-20 September 2007.

35. VELANTE, M.B.; SCHRECK, K.; DJORDJEVIC, N.; ORTIZ, E.; DJAMSHIDPOUR, A.H.; SHUM, V.; BRILL, R., 2006. ROBOTIC SUPPLY OF SUPPORT EQUIPMENT FOR CREWED MISSION TO MARS. ed. 4th International Planetary Probe Workshop, 27-30 June 2006 Pasadena.
36. VERTIGO INC., 2007. Hypercone Supersonic Decelerator [online]. Lake Elsinore, Vertigo inc. Available from: <http://www.vertigo-inc.com/hypercone/> [Accessed 14 June 2008].
37. WATANABE, S. 2008. Phoenix Returns Treasure Trove for Science [online]. Pasadena, Jet Propulsion Laboratory. Available from: http://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/news/phoenix-20080626.html [Accessed 26 June 2008].
38. WHEELER, R.M., 2002. Life Support Concepts for Space Travel. Kennedy Space Center, 22 October 2002.
39. WOOSTER, P.D.; BRAUN, R.D.; AHN, J.; PUTNAM, Z.R., 2007. Mission design options for human Mars missions. The International Journal of Mars Science and Exploration [online journal], 3, 12-28. Available from: <http://marsjournal.org/contents/2007/0002/> [Accessed 26 June 2008].
40. ZUBRIN, R., 1996. The Case for Mars - The Plan to Settle the Red Planet and Why We Must. New York: Free Press.

DEFINITIONS, ACRONYMS, ABBREVIATIONS

- ECLSS** - Environmental Control and Life Support System
- EDL** - Entry Descent Landing (Phases of atmospheric throughpass)
- EVA** - Extra Vehicular Activity (Astronaut's activity in pressurized suit outside ECLSS)
- ISRU** - In-Situ Resource Utilization (Living off the land)
- LEO** - Low Earth Orbit
- LMO** - Low Mars Orbit
- MB10** - Mars Base 10 (permanent settlement on Mars for 10 astronauts)
- MEPAG** - Mars Exploration Program Analysis Group
- MOI** - Mars Orbit Insertion
- MOLA** - Mars Orbiter Laser Altimeter (Elevation of Martian surface)
- MPEZ** - Martian Photosynthetic Zone
- NASA** - National Aeronautics and Space Administration
- PMF** - Propulsive Mass Fraction (Ratio of original mass and final mass of payload)
- RLV** - Reusable Launch Vehicle
- SSTO** - Single Stage to Orbit
- TEI** - Trans Earth Injection
- TMI** - Trans Mars Injection
- WEH** - Water-Equivalent Hydrogen
- Wt** - weight
- ZMBR** - Zone of Minimal Biological Risk

PŘÍLOHA 2

Astronaut Safety on the Moon
Analysis of Lunar Exploratory Robotic Tasks for Safety (ALERTS)

Astronaut Safety on the Moon

A multidisciplinary investigation of how robotics and standardized safety schemes can enhance astronaut safety during the establishment and operation of a lunar base¹.

by L. Mulugeta, O. Doule, D. Bodkin, D. Jagula, L. Quémet, M. Turnock, A. Chan, R. Chasseigne, M. Demel, J. Hochstein, A. Oprong and J. P. Salazar

Several of the world's major space agencies have announced plans to return humans to the Moon in the near future, and international cooperation is expected to play an important role in this process. Interests in permanent lunar settlement include purposes such as using the Moon as a stepping-stone towards crewed missions to Mars, testing advanced technology, scientific research, in-situ resource utilization, commercial applications, creation of knowledge based society, and supporting spin-offs. Meeting these objectives will require a sustained human presence on the lunar surface and the performance of a wide variety of tasks to establish and operate a lunar base. In doing so, measures must be taken to ensure the crew's health and safety.

Any accident or event that threatens the safety of a crewmember can have enormous consequences on public opinion of current and future human spaceflight missions, as well as on our economy. The loss of the space shuttle *Columbia* during re-entry is a tragic reminder of this. Returning to the Moon will hold the public's attention, and for this reason the experience and lessons learned from past space missions regarding crew safety are vital to the success of lunar missions, maintenance of positive public opinion and success of the space business. With this in mind, an international and interdisciplinary team performed a nine-week intensive analysis of lunar exploratory robotic tasks for safety (ALERTS). During this study, the ALERTS team investigated the maximization of crew safety on the lunar surface through the use of a symbiotic relationship between astronauts and robots. As a result of this work, three distinct products were developed:

1. A novel set of risk assessment criteria based on a compromise between risk assessment criteria from space agencies and health and safety institutions from around the world.
2. A decision tree to rapidly identify appropriate robotic platforms for high risk tasks that require astronaut participation.
3. A recommendation to establish an International Space Exploration Safety Board (ISESB) to harmonize safety standards for human spaceflight at the international level; particularly with regard to the application of robotics.

The methods adopted and adapted herein are not limited to lunar exploration. They can also be applied to *International Space Station* (ISS) and Mars missions.

¹ For more information, refer to "Robotic and Astronaut Tasks Related to Crew Safety for Exploration of a Lunar Pole" published at the 59th International Astronautical Congress in Glasgow, Scotland. The full report, "ALERTS: Analysis of Lunar Exploratory Robotic Tasks for Safety" is also available from the International Space University: <http://www.isunet.edu>.

Risk Analysis and Crew Safety

To determine if and how robotic systems can be employed to enhance crew safety on the lunar surface, it was necessary to identify and substantiate the risks astronauts will be exposed to while establishing and operating a base. Therefore, sixty-six general surface operation tasks necessary for all lunar bases, irrespective of mission architecture, were generated. These tasks were then used as the foundation to identify different risks astronauts will be exposed to. However, the ALERTS team found this since there is currently no universally accepted definition among space agencies. Consequently, the definitions from space agencies and health and safety organizations were examined.

The definitions adopted by space agencies are used for projects or missions, and can be applied to analyze cost, schedule, safety, or environmental impact. However, as the ALERTS team specifically considered the aspect of crew safety while performing astronaut tasks on the Moon, a more suitable definition for risk was adopted from the Institution of Occupational Safety and Health (IOSH); an internationally recognized institution dedicated to safety and health in high-risk activities. According to IOSH, a risk is a "combination of likelihood and consequences of a specified hazardous event". Additionally, IOSH, in conjunction with the European Agency for Safety and Health at Work (EU-OSHA), further defines an accident as "an unplanned event leading to damage, injury/illness, death or loss"; and defines an incident as "an event causing damage, injury/illness, death or loss, or that has the potential to lead to such". Using these definitions, the ALERTS team generated a preliminary list of safety risks associated with a variety of tasks to be performed by astronauts on the lunar surface.

Following this, the ALERTS team worked to substantiate the impact of each risk in terms of the probability of occurrence (likelihood) and the magnitude of effect (severity). However, similar to the definition of risk, space agencies currently have no common standard regarding the likelihood or severity of task-associated risks on astronaut health and safety on the lunar surface. Therefore, in order to establish a sound standard, risk assessment standards from space agencies and international organizations, as well as statistical and analogue studies on hazardous events during planetary missions were reviewed.

Based on estimates from the European Space Agency (ESA) HUMEX study and statistics from space analogues, it was possible concluded that some classifications of likelihood proposed by space agencies were not appropriate to assess risks related to the tasks generated in this study. Some of the space agency standards use much higher probabilities than the probabilities of incidents or accidents likely to occur on a lunar base, while some use subjective and non-numerical categories that allow variations in interpretation by each evaluator. The Emergency Preparedness Guidelines in the United Kingdom, on the other hand, uses probabilities that align best with the HUMEX study. Furthermore, it was designed to assess emergency situations that can be applied to a lunar base. Despite its terrestrial application origin, it seems to be the best classification to estimate the probability of risks related to tasks on the lunar surface with regards to crew safety. The scoring scale used throughout the ALERTS study to evaluate likelihood is presented in **Table 1**.

Score	Classification	Probability
E	Probable	>50% (>1:2)
D	Possible	5 - 50% (1:20 – 1:2)
C	Unlikely	0.5 – 5% (1:200 – 1:20)
B	Rare	0.05 – 0.5% (1:2000 – 1:200)
A	Negligible	<0.05% (<1:2000)

Table 1 – ALERTS classification of risk likelihood. (Adapted from: Schroeter, 2001; NASA, 2003; UK Resilience, 2008)

Although the criteria of the Emergency Preparedness Guidelines can be applied to rate likelihood, it cannot be used to rate the severity of risks present on the lunar surface. Its classification divides severity according to the impact of the emergency on populations. For example, according to this classification a moderate number of fatalities can be accepted as a moderate risk. Conversely, space agencies have developed classifications to rate severity relating to cost, schedule, performance, mission, safety or science. The NASA Risk Management Guidelines use the OSHA criteria to score the impact on crew safety. However, there is no difference between some of its severity categories, and only mentions injuries or loss of time as impacts. The classification proposed by NASA Bioastronautics Strategy, however, covers injuries, impairment and long-term consequences. All consequences of the astronaut's health and safety, such as injury, illness, impairment, and long-term effects, are important when determining the impact and severity of an effect on the crew. Thus the scoring scale developed by the ALERTS team to evaluate severity is presented in **Table 2**.

Each risk was assessed in terms of likelihood and severity and assigned a predetermined numerical score according to **Figure 1**. The scores represent the risk priority of each cell in the 5x5 risk matrix ranging from one (lowest risk or A1) to twenty-five (maximum risk or E5). Each cell was assigned a score on the basis that severity always takes precedence over likelihood. For example, a risk classified as C4 has a higher score/priority than a risk classified as D3, even though both risks occupy the same position mirrored about the diagonal axis. NASA and ESA have similar schemes for prioritizing cells in the risk matrix; however ESA's scheme was adopted for the ALERTS study based on past experience. Work is currently underway to validate the suitability of the ESA matrix.

Score	Classification
5	Irreversible or catastrophic consequence, including but not limited to lethal injury, illness, incapacitation, or impairment
4	Severe or non-permanent long-term consequence, including but not limited to injury, illness, incapacitation, or impairment
3	Significant short-term consequence, including but not limited to injury, illness, incapacitation, or impairment
2	Small consequence, including but not limited to injury, minor illness, incapacitation, or impairment
1	Negligible risk items with a potential of increase or being triggered by other risk items

Table 2 – ALERTS classification of risk severity. (Adapted from: Schroeter, 2001; NASA, 2003; UK Resilience, 2008)

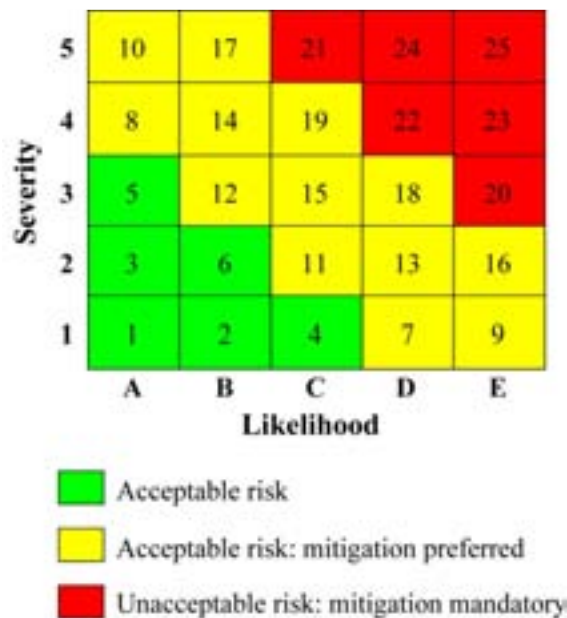


Figure 1 – ALERTS 5x5 risk matrix indicating risk scores for each risk matrix cell (A1-E5). (Adapted from: Schroeter, 2007; NASA, 2008)

The scores of all the risks for each task were summed to obtain a total score per task. The tasks were then prioritized in accordance to their respective scores. Consequently, most tasks involving extravehicular activity

(EVA) were found to have the highest priority scores. In addition, studies have shown that the number of EVA hours required to establish and operate a lunar base over ten years will far exceed those completed in all human spaceflight missions in the last fifty years. Therefore, the results of the risk analysis have strong implications with regard to crew safety for future lunar missions.

After completing the risk assessment, the ALERTS team looked at if and how robotic systems can be applied to enhance crew safety. To increase the efficiency and accuracy of this process, the ALERTS developed a robotics decision tree.

Robotics Decision Tree

The decision tree is a methodological tool for performing a quick and easy analysis of a given list of tasks by responding to a series of yes or no questions contained in a flow diagram (**Figure 2**). Its objective is to determine what type of robotic platforms (or concepts) should be used for a particular task to improve crew safety. The results derived from the decision tree are the highest levels of distinction between different robotic platforms. The decision tree starts by filtering out any tasks that should only be performed by an astronaut. For the tasks that require the use of robots, a series of questions are proposed with the intent of recommending a single robotic classification (**Table 3**). Each classification corresponds to a certain level of autonomy implying the level of astronaut involvement required for the task. There are three levels of autonomy: 1) fully-autonomous, 2) semi-autonomous, and 3) non-autonomous. The last two levels are combined because they both involve some human participation during the execution of the task in contrast to fully-autonomous robots.

Category	Robotic Platform/Concept
A	Intravehicular Activity (IVA) tele-operated robot
B	Fully-autonomous robotic arm equipped with locomotion system
C	Non/Semi-autonomous robotic arm equipped with locomotion system
D	Fully autonomous fixed robotic arm
E	Non/Semi-autonomous fixed robotic arm
F	Fully-autonomous mobile robot working in shadowed conditions
G	Non/Semi-autonomous mobile robot working in shadowed conditions
H	Autonomous rover dedicated to transport heavy equipments between predefined locations
I	Tele-operated rover dedicated to transport humans during unplanned events

J/J-Prime Small fully-autonomous rover

K/K-Prime Small non/semi-autonomous rover

Table 3 – Robotic platform classifications for use with the decision tree

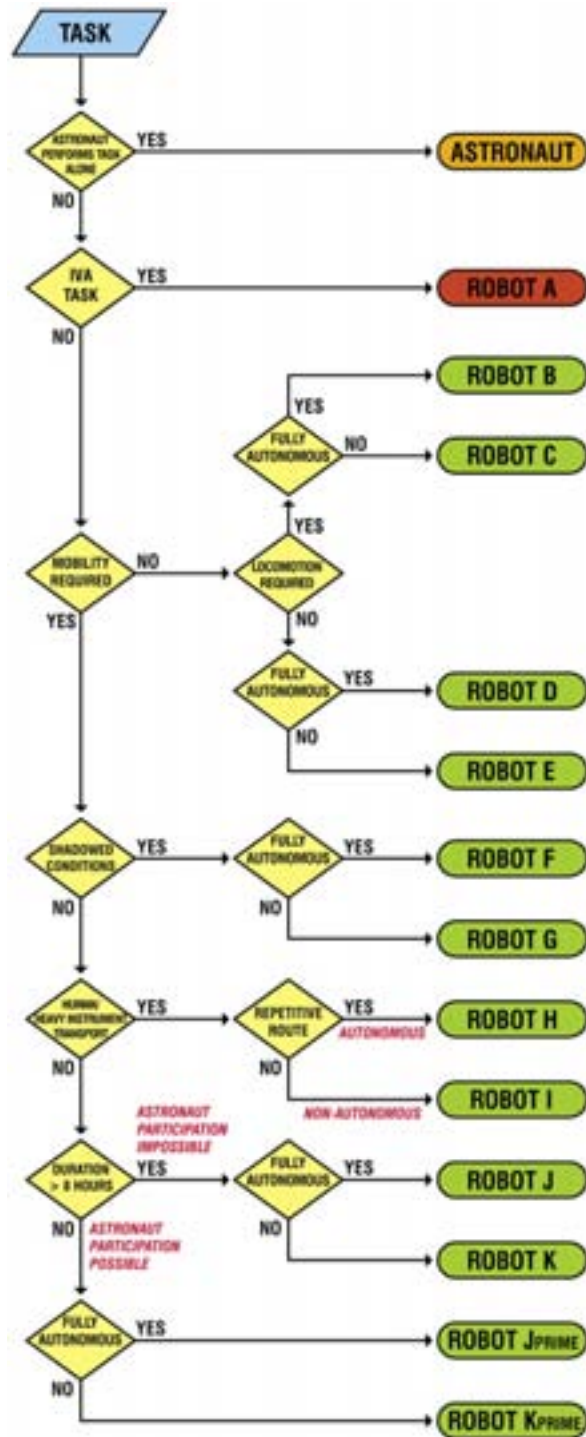


Figure 2 – Decision tree. Answering a series of yes or no questions pertaining to a given task leads to the selection of the most appropriate robotic platform

The operating environment of the robot (IVA or EVA) determines the level of mobility, including locomotion. Mobility refers to an advanced degree of freedom, where a robot can move freely, either autonomously or through tele-operation, in all directions within an area or between two locations, while avoiding obstacles. However, non-mobile robots like heavy manipulators could also be integrated with a locomotive system.

The next level requires the evaluation of the operation environment in the case of an EVA, which would affect the power system. There are two scenarios that correspond to operation in dark regions: the execution of the task in night conditions, which is the most challenging due to the low temperatures and the duration of darkness, or within a permanently shadowed crater. Based on the phase definitions and proposed robotic capabilities, only small robots would be utilized in both cases.

Finally, two types of mobile robots operating in sunlight conditions are separated depending on their size:

1. Robots dedicated to heavy instruments or human transport.
2. Smaller rovers to perform installation, maintenance, or scientific tasks.

For many scientific tasks, the physical participation of astronauts may be desirable, thus the duration of the task must also be considered. Consequently, based on ISS operations, an 8 hour maximum threshold for EVA time was assumed for any activity on the lunar surface. This 8 hour threshold is also used to determine the use of categories J/J-Prime and K/K-Prime robotic platforms. The “Prime” classification is used to indicate an EVA activity in cooperation with a robot. For example, a task that requires a travel duration greater than 8 hours to perform a scientific experiment might use a tele-operated robot (K category); whereas, if the task can be performed in less than 8 hours, the K-Prime classification is used and refers to the use of the same robotic platform in conjunction with EVA support.

The International Space Exploration Safety Board (ISESB)

In the past 20 years, projects like the ISS have turned space exploration into an internationally cooperative venture. Similarly, several States are considering joining hands in future manned missions to the Moon. However, for cooperation to lead to a safer environment the harmonization of safety standards needs to be seriously considered, especially regarding the use of robots and astronauts.

At this time, there is a lack of consideration for safety issues at the international level. Instead, there is a fragmentation of safety regulations and variation in standards between space agencies around the globe. Therefore, the ALERTS team recommends the establishment of an International Space Exploration Safety Board (ISESB). The ISESB should be a worldwide federation of crew safety standards bodies who share the interests of governments, space agencies, industries, private companies and public opinion. Similar to the practice existing in oil industries, and chemical and nuclear power plants, the ISESB will revolve around harmonization and development of safety regulations and implementation strategies; particularly with regard to the application of robotics in human spaceflight. In doing so, the ISESB envisions cooperating with like-minded organizations to compliment its initiatives.

The IESB could be developed progressively in three phases, in accordance with the development of the early, mid, and late phases of a lunar base (**Figure 3**). Firstly it could be implemented as an independent institution, receiving input from the space agencies, consultant companies and the International Standards Organization (ISO). The ISO is a major international body that standardizes protective measures and provides safety design guidelines for industrial robot applications, as well as for a wide range of other products. Consequently, ISO is over burdened, and may not be able to take on role of the IESB at the initial phase.

During the second phase, the IESB could remain independent or be incorporated under the ISO. Finally, it could constitute a Committee of the ISO in its third phase, where it might consider issuing safety standards certificates as part of ISO certifications. This Committee will be responsible for crew safety related issues of any space mission.



Figure 3– Proposed structure of the International Space Exploration Safety Board (IESB) during its first phase.

The IESB would comprise of an International Safety Assembly tasked with the promotion of international cooperation and the adoption of new safety standards, proposed by the Safety Standard/Regulation Board. Three Working Groups would act under the Assembly on robotics, crew safety and astronaut/robot synergy to manage the development and harmonization of the standards. Finally, an Ethical Department will ensure that ethical issues are considered while adopting new standards, as well as interacting with other organizations that address ethical issues concerning astronauts and bioethics, such as UNESCO.

The IESB will be founded by major space faring nations through a “Draft MOU Establishing the IESB”. It shall have the provision for other interested states to join by their own volition. The IESB will make non-binding decisions and recommendations domesticated by the member States. Designing measures of enforcement would be left to the discretion of the IESB members.

It is estimated that the funding of the Board will not require huge financial investments and could be shared among the biggest space agencies according to a system they choose (e.g. GDP, agency budget or membership). The ALERTS study estimates an operation budget of around \$400 000 USD.

Some of the anticipated challenges that could impede the operation the IESB include: competing existing safety standards, cultural perceptions and difference in ethical standards, and lack of political will or commitment. Despite these challenges, the establishment of the IESB can serve as a platform for extending the partnerships of the ISS toward lunar exploration.

Conclusions

Crew safety has become a priority in human spaceflight. Moreover, there is a growing interest to return humans to the Moon. However, the perception of acceptable risk, the levels of risk acceptance, and the definition of risk regarding vary among space agencies, industries, and countries. Therefore, with increased international cooperation in human spaceflight, harmonized risk assessment methodologies and safety standards are needed to ensure the health and safety of astronauts.

The ALERTS team addressed this challenge by developing and implementing a comprehensive risk analysis scheme to rank potential risks associated with generic lunar exploration tasks. Risk mitigation strategies were also introduced with emphasis on the utility of robotics to supplement astronaut activities. This resulted in the development of a decision tree as an easy-to-use tool to select an effective robotic solution. In addition, the establishment of the ISESB was proposed to harmonize the safety standards in human spaceflight. While these ideas were applied to lunar exploration, they can be expanded to encompass other human planetary exploration endeavors.

Finally, to supplement the above products, the ALERTS project has also carried out preliminary work on the development of a cost, technology, benefits analysis tool. Further work is recommended on this to provide general guidelines for tradeoffs based on the economic considerations, as well as safety considerations.

[AUTHORS' BIO]

The authors are recent graduates of the International Space University's Masters program. Their academic and professional backgrounds include architecture, business, engineering, law, medicine, neural science and political science. They also represent, but do not speak on behalf of, nine different nations: Canada, Colombia, Czech Republic, France, Germany, Kenya, Myanmar, United Kingdom and United States.

PŘÍLOHA 3

Passengers Safety on Personal Spaceflight – Spacecraft Interior
Concept Design - Silverbird

Passenger Safety on Personal Spaceflight - Spacecraft Interior Concept Design - Silverbird

IAC-08-B3.2.-D2.7.5

Ondřej Doule, Ing.arch., M.Sc.

International Space University
Strasbourg, France
doule@isu.isunet.edu

ABSTRACT

Safety on board of a spacecraft is the most important driver for spacecraft interior design. The experience of weightlessness and Earth and space observations are the most unique activities which passengers will be able to appreciate. This paper develops a new spacecraft interior design concept (Silverbird), which is completely adapted for these activities during transcontinental or touristic suborbital flight. Based on such a unique human experience, the interior is designed for maximum comfort, as well as safety. Silverbird is a Horizontal Take off Horizontal Landing (HTHL) rocket plane concept that can transport 8 passengers. Interior design for micro-gravity amusement is discussed as well as the very important design of the windows, which incorporates anthropometry and human visual perception capabilities. The Silverbird concept offers a different interior design approach than previously studied and analysed spacecrafts, such as the Virgin Galactic, European Aeronautic Defence and Space Company (EADS) rocket plane and Vehra Suborbital Habit  (VSH).

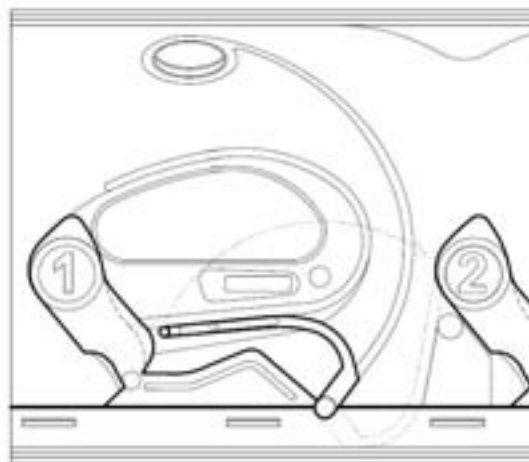


fig 1 - Silverbird - spacecraft interior concept design

1. SAFETY DESIGN MANAGEMENT

There are no definitive directives that would define concept design of operations or procedures for commercial space flights and space flight vehicles. The same situation applies to interior design, where the seat positions and configuration are not regulated nor the condition under which passengers will be allowed to fly (pressure suit, degree of freedom during weightlessness, etc). The Commercial Space Launch Amendments Act of 2004 states that space flight participants (space passengers) will be completely informed about the possible risks of space flight operations. Passengers are thus flying on their own risk while the liability of the commercial flight operator is limited. Space tourism has therefore a real opportunity to grow and to become successful

(Antuñano, 2006; McDonald et al., 2006). There is currently a lack of information and data to perform effective safety design management for touristic suborbital flights.

Designs must generally be verified by both structural strength analyses and tests. The factors are to be multiplied by the limit stresses, including additive thermal stresses. In addition, the structure must be verified not to exceed material allowable stresses (yield and ultimate) under the expected temperatures and other operating conditions. Safety management has to minimize the risk due to insufficient experience. Synergy should be achieved during all the steps of development and operations (Quinn, 2006). The designer's solution (fig. 2) as a contribution to safety space flight is one of four major areas which will be investigated and coordinated with other areas to achieve the required safety parameters and support the safety of suborbital commercial flight.

Proposed interior designs should offer how to deal with major risk factors relevant to the passenger's safety including exposure to high acceleration, noise and vibration, solar and cosmic radiation, and the passenger's behavior during the period of microgravity (Antuñano, 2006).

2. INTERIOR DESIGN DRIVERS

Safety on board of a spacecraft is the most important driver for spacecraft interior design. The following points which were summarized and proposed for the Silverbird concept were taken into account during the Silverbird interior design to achieve maximum performance and maximum safety of the spacecraft interior. These points will be subsequently discussed and compared against examples of the three selected spacecraft designs of Virgin Galactic, EADS and VSH, which were selected for the availability of information and data relevant to the spacecraft's interior design.

2.1. Space flight as a means of transport and space tourism - The main attractions:

- Earth and space sightseeing
- Experience of weightlessness
- Earth observation during ascent and descent of the spacecraft
- Notion of experienced space travel (limited just for a number of people)
- High acceleration and experience of the rocket propulsion and maneuvering
- Information and knowledge projected to passenger during the flight (interactive education)
- Online communication of passengers with each other, relatives on the ground, instructor or pilot
- Saving flight time for long distant transportation

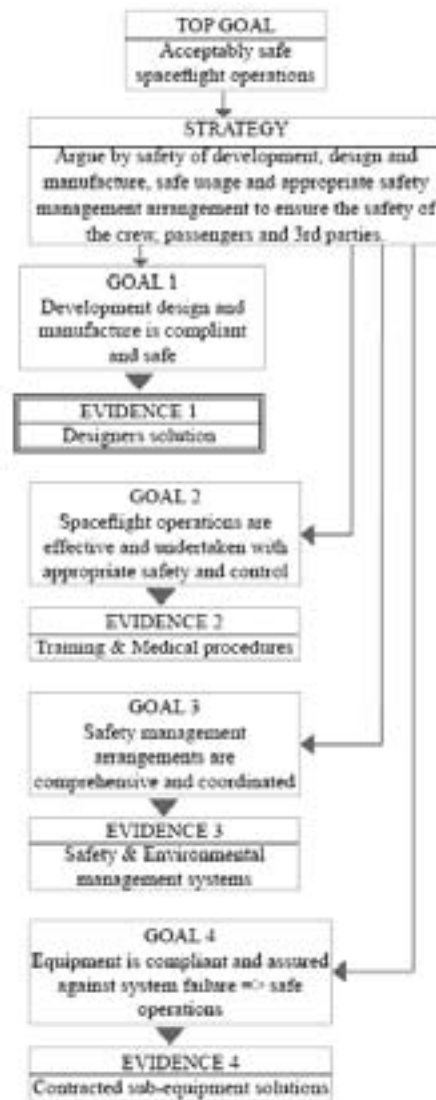


fig 2 - The safety management program should be a close working concept between the Reusable Launch Vehicle (RLV) operators, designers/manufacturers and regulators (Quinn, 2006).

2.2. Microgravity space/cabin design constraints and recommendations:

- Principles for releasing and restraining of the passengers (mechanically or by instructor)
- Interior arrangement to allow or restrain movement of passengers in microgravity
- Cabin space for experiencing weightlessness which can be increased by folding, rotating or sliding seats
- Furniture design which has to be designed with regards to movement of passenger in microgravity and has to be coated with soft materials
- Fittings and equipment which should not be tightly attached (impact injury risk) (Cermak, 2008)
- Physical body envelope – The interior of the space module must accommodate not only the static human body but also the body when it performs required activities. Approximate body motion envelope in weightlessness for changing the body position is 122 cm (NASA-STD-3000-8.6.2.3-1).
- The design, decor, and lightning of the space module interior should be configured to enhance the performance, safety and comfort of the crewmembers (NASA-STD-3000-8.2.2.8).

- Placement of lightweight bags for personal needs should be considered (e.g., dead spaces under the seats).
- Number of handles to enable activities like taking a picture during weightlessness should be considered.
- Soft materials should be used for interior coating.
- Placement of wall integrated straps near windows and floor for movement in microgravity should be considered.
- Flat straps (belt-like) can be placed and designed to enable movement in microgravity.

2.3. Window design constraints and recommendations:

- Window size design should comply with material and manufacture possibilities.
- Due to the possibility of acceleration sickness or other personal difficulties, passengers should be able to observe the Earth and space from the basic position of their seats during all the flight.
- Passengers may change the seat settings according to personal requirements to optimize the view.
- Individual window for each passenger increases the observation experience. "Windows allow the crewmember to focus on objects (such as Earth) outside the space module. This can significantly increase the sense of spaciousness and psychological well-being of the crewmember." (NASA-STD-3000-8.11.2.1)
- Bright interior illumination may degrade dark adaptation required for celestial viewing (NASA-STD-3000-8.11.2.1).
- A square or rectangular window shape with flat frame edges can provide the viewer with helpful orientation cues in microgravity. Round windows do not provide these cues.
- Body restraints compatible with the viewing task must be provided for microgravity conditions. The restraints should allow the full size range of users to position themselves for viewing (NASA-STD-3000-8.11.2.1).
- Window should be equipped with shading system to prevent eye injury from direct glare or dangerous radiation.

2.4. Spaceflight risks and safety considerations:

- Safety of the crew has to be secured
- Safety of passengers during possible weightlessness interactions with other passengers has to be secured
- Space suit, camera and communication interfaces should have a safe design for a microgravity activity.
- Risk of injury to untrained and inexperienced passenger by hitting the interior equipment during the weightlessness time. Fittings should not be strongly attached.
- Passengers have to get back to be restrained to their seats in time after the weightlessness period.
- Six or four point seat belts for higher security can be considered.
- It should be considered during design that methods and procedures of restraining untrained passengers during the weightlessness are not tested or defined.
- There is no standard to design space vehicle against space sickness.
- Acceleration sickness has to be taken into account due to the possible high G load. Note that the Federal Aviation Administration (FAA) guidelines state: "In general, the acceleration envelope recommended for the aerospace vehicle should not exceed +4GZ (-2GZ), ± 4 GX and ± 1 GY." (McDonald, 2006)
- Control of all the allowed floating objects should be considered.
- Emergency exit strategy

3. INTERIOR SAFETY DESIGN CONSTRAINTS

There are a number of very special conditions which passengers of commercial suborbital space flight will experience and which were are dealt with during an airplane flight. The challenge is to find safe solutions and

synergies for interior design while keeping in mind freedom of passenger movement in the cabin, good window view during all the flight phases, restraining mechanisms, G load mitigation, interaction of passengers, and other factors.

3.1. Noise and vibration

The term “noise” can be defined as an undesired sound. Therefore classification of sound as a noise depends on individual’s perception and personal response to specific sound (DeHart, 2002). Noise can be also defined as unwanted or annoying sound which can cause distraction, discomfort, headache, vertigo, nausea, ear pain and eardrum rupture (Antuñano, 2006). Vibration affects the entire human body and can cause impaired vision, impaired fine psychomotor coordination, fatigue, discomfort or pain and body injury (Antuñano, 2006). Vibrations affecting the human body in the spacecraft result from the contact of the body with sound pressure waves (DeHart, 2002) or contact of the body directly with a vibrating structure or element (passenger’s seat, arm rests, floor etc.). The risk of noise and vibration during the flight is very high. Noise and vibration is produced by rocket propulsion systems, jet engines, thrusters, hydraulic and electric actuators, pressurization systems, air conditioning systems and aerodynamic interaction between air and the surface of the spacecraft during atmospheric flight (Antuñano, 2006). Therefore various countermeasures should be taken into account during the spacecraft interior design to prevent unwanted noise and vibrations and possible frequency modulation interference.

There are various noise and vibration mitigation techniques. CSA engineering offers complex solution products for vibration, noise and shock mitigation (fig 3) e.g., tuned mass dampers and absorbers, SoftRide vibration isolation systems using UniFlex isolators, ShockRings (fig 4), Dash-Zero suspension gravity systems or Airborne Stabilization / Vibration Isolation Systems. For understanding and describing the vibrations influencing human body, a standardized coordinate system is generally used (fig 5). Acceleration is the method used for vibration description and it is expressed in terms of G ($G=9.80665 \text{ m/s}^2$) (DeHart, 2002).

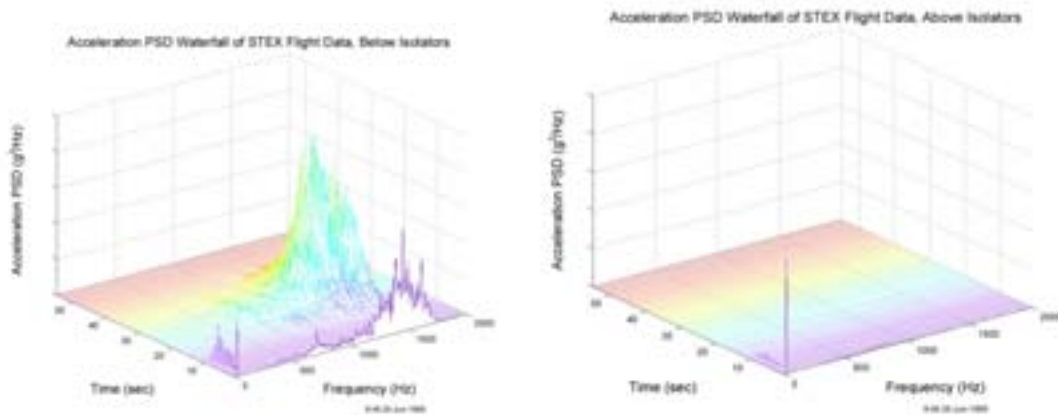


fig 3 - CSA engineering - Taurus/STEX flight test

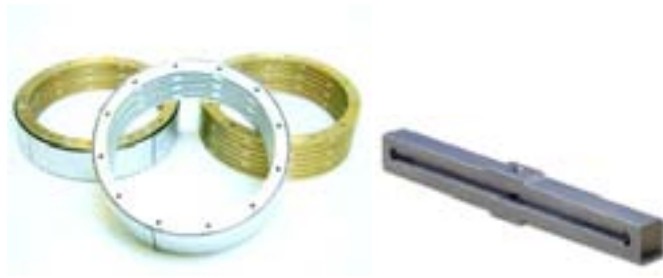


fig 4 - CSA engineering - UniFlex isolator and ShockRings

3.2. G load effects - acceleration

FAA guidelines state the recommended acceleration envelope for the aerospace vehicle carrying passengers that should not exceed +4Gz (-2Gz), ± 4 Gx and ± 1 Gy (McDonald, 2006).

Suborbital commercial flight will expose passengers to high acceleration mainly during rocket launch and atmospheric reentry (fig 6). Acceleration force can be considered as a major risk factor for passenger health and also a major factor for passenger selection. The preflight passenger training (e.g., anti-G straining manoeuvre) and tests in a centrifuge, where passenger can experience G force in controlled environment, could therefore be an obligatory medical procedure to receive permission to fly (Quinn, 2006).

The G force in the commercial spacecraft should not exceed 4 Gx for longer than one minute with possible 7 Gx load during much shorter periods. The Gz forces which passengers may experience during the flight will be much less stressful than Gx forces. Therefore a passenger's capability to withstand specific magnitude/time of Gx force may become one of the main demands on passenger's health (McDonald, 2006).

Health problems associated with acceleration forces are related to cardiovascular, neurological and musculoskeletal systems. To mitigate the G force effect G forces are preferentially directed in X axis (front-to-back) relative to human body (fig 5). The reason for this is to position the brain and heart in approximately same perpendicular plane to acceleration forces, which reduces the risk of G-induced loss of consciousness (fig 7, fig 8) (Antuñano, 2006). The musculoskeletal problems can be avoided if the position of passenger's body is stabilized during acceleration or deceleration forces. The head, neck and spine should stay in fixed position during high Gx exposure and should be supported by the rigid structure of the passenger seat. Rapid changes of acceleration can cause G induced loss of consciousness without visual symptoms. Unprotected tolerance of Gz force is therefore set for a healthy human body to +3Gz and for rapid-onset G forces to +3.5Gz with a gradual increase profile. Individuals with weaker cardiovascular systems will have reduced tolerances. More attention should be taken if the acceleration exposure in Z axis direction lasts more than 5 seconds (fig 8). Limits for Gz exposure can be then decreased with regards to the time of exposure (Antuñano, 2006).



fig 5 - Coordinate system of a human body

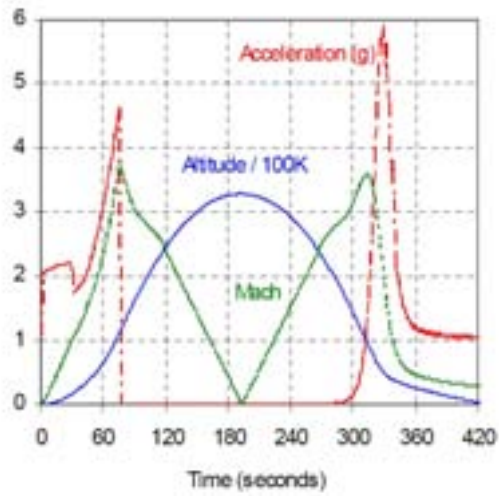


fig 6 - Example of suborbital flight to altitude of 100km (70s of high 4.5 Gx during ascent, 220s of weightlessness and 60s of 6 Gx during reentry)

3.3. Radiation - solar, galactic cosmic rays

Another constraint of suborbital flight is a higher risk of radiation exposure to the human body. The main sources of radiation come from geomagnetically trapped radiation, solar radiation (including flare events), and galactic cosmic radiation. (Antuñano, 2006; Spacereview, 2005) In general, the possible dose rate affecting the human body depends on altitude and inclination of the suborbital spacecraft. Higher altitudes as well as higher inclinations (South Atlantic Anomaly) increase the risk of higher radiation exposure (Antuñano, 2006).

Risks related to solar radiation will depend on solar activity. For passengers of suborbital flights, who will not fly frequently, the time spent at high altitudes will be short and solar radiation exposure risks are very low. The solar radiation should not affect the passenger's health, however the risk of this radiation exposure is still higher than on the Earth surface (Antuñano, 2006). The flare events related to the solar cycle increase the solar radiation risk. Nevertheless these events can be predicted several hours in advance thus the suborbital flight can be rescheduled in case of risk (Spacereview, 2005).

Galactic cosmic radiation above 25 km is constituted of 80% protons, 19% alpha particles and 1% of heavier nuclei, which can cause damage to human cells (Verghese, 2007), thus a shielding system should be taken in consideration during the design process. The theoretical model of 30 minutes flight (fig 9) for suborbital vehicle estimates a conservative whole body dose per flight no more than 0.0053 mSv. One suborbital flight is thus equivalent to a 1/10 of typical two-view chest X-ray medical examination which expose the body to a dose of 0.06 - 0.25 mSv. 300 suborbital flights per year are thus equivalent to general population background dose of 2 mSv annually (Spacereview, 2005). The Concorde supersonic airplane flying at an altitude of 10 - 15 km, exposed passengers to doses of 0.10 - 0.23 mSv per day, whilst Skylab, with structural shielding, orbiting in low earth orbit with an altitude of 435 km and at an inclination of 50 degrees, exposed its inhabitants to 0.6–0.9 mSv per a day (Spacereview, 2005). The conclusion for interior design is that there are potential health risks from radiation and therefore an appropriate shielding system has to be designed with emphasis on window structure since observation is a major activity during the suborbital flight.

3.4. Microgravity

Microgravity experienced by passengers during suborbital commercial flight will differ from microgravity experienced during parabolic flight or microgravity at International Space Station. The main difference is in the total time in the microgravity environment. Space motion sickness and physiological changes depend on an individual's capability to cope with microgravity environment and on the duration of the exposure to the microgravity environment. The bone loss and other biological effects of reduced gravity exposure usually appear after hours or days and therefore they are not considered on short duration microgravity flights (Antuñano, 2006; Spacereview, 2005). During the suborbital flight passengers are in weightlessness when the spacecraft is tracing the parabolic trajectory peak at high altitude. Microgravity of short or moderate duration will probably not produce or initiate any apparent physiological changes or effects and therefore can be safely experienced by passengers (Verghese, 2007).

The microgravity environment created by parabolic flights lasts approximately 20 seconds and microgravity conditions are repeated during one flight about 20 times. This flight profile of rapidly changed trajectory can exacerbate the autonomic reactions of some individuals who can develop autonomic reactions such as illusions, mild symptoms of motion sickness, vomiting, weakness, pallor, sweating and nausea. The passengers of suborbital flights will be exposed to just one short to moderate period of microgravity (e.g., 5 minutes), therefore effects of motion sickness should be minor compare to passenger's experience during parabolic flights (Quinn, 2006). Nevertheless the most evident risk of short time weightlessness exposure is still motion sickness or nausea. Therefore releasing passengers from their seats just for the period of couple of minutes

before the deceleration phase of flight may be impractical if any event occurs. Nauseated passenger can trigger nausea in other passengers. The danger to the passenger's health increases if the passengers are equipped with closed helmets. Passengers could cause themselves serious injury by vomiting inside the helmet and pressure suit. The risk of nausea in microgravity can be remarkably reduced if the provocative motions of the head are avoided. Motion sickness can be mitigated by fixing the head in one position or by taking medications in advance (Spacereview, 2005). For a short term period of microgravity, it is therefore the safest condition when all the passengers are strapped to their seats and thus floating in weightlessness environment will be avoided. During the first flights it is probable that passengers will have to stay strapped to their seats due to safety of passengers and the flight. There is a high risk that inexperienced passengers will not return to their seats in time before atmospheric reentry. After a few flights and practical experience with passengers' behavior, the training and mission can be adjusted according to experimentally gained knowledge and passengers can be allowed to move around the cabin freely (NewScientistSpace, 2007).

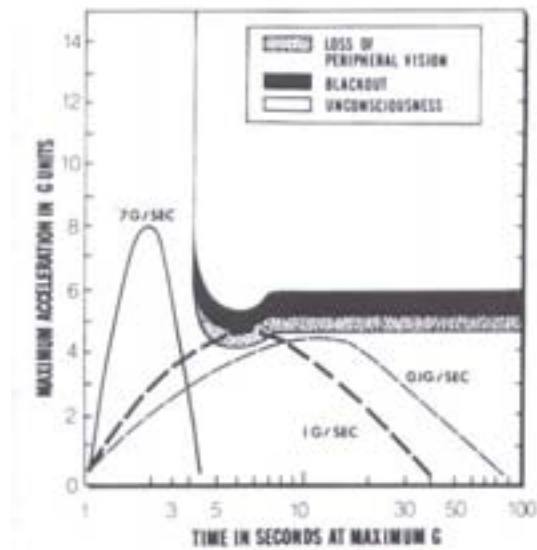


fig 7 - Visual symptoms and unconsciousness development relative to acceleration and time

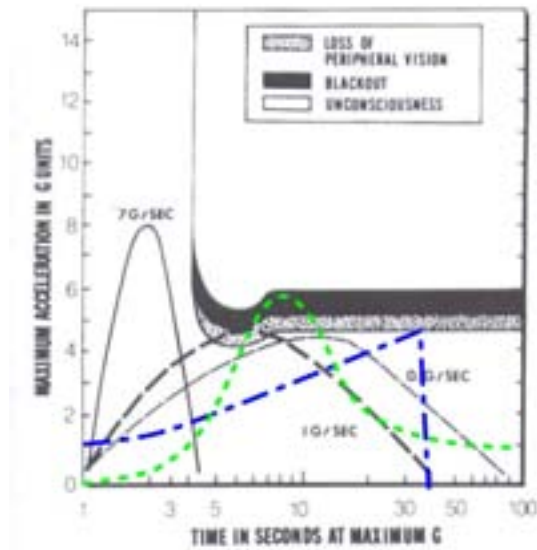


fig 8 - Acceleration during ascent (dash-dotted line) and reentry (dotted line) interpreted from fig 6

Altitude (km)	Time (seconds)	Equivalent whole body dose (mSv/day)
7.5	920	0.17
15	340	0.24
30	280	0.29
45	280	0.32
60	220	0.35
90	220	0.40
120	220	0.46

fig 9 - Assumed suborbital flight dose rates including vehicular shielding relative to altitude of flight based on the above flight profile. Total flight time 30 minutes (Spacereview, 2005)

3.5. Personal well-being

Common migraine can appear during the acceleration or deceleration flight phase and can be accompanied by nausea vomiting, photophobia, phonophobia, scalp sensitivity and prostration (DeHart, 2002). General preference of dark and quiet space can be supported by adjustable environment of passenger seat. Each window may be equipped with a set of filters and shades for setting up optimal visual perception for each passenger. Uncomfortable quick head movements can be mitigated by placing the passenger's interface in the window view angle. Possible passenger's proclivity to syncope as a sudden loss of consciousness and disturbance of homeostasis should be detected during the preparation training for the suborbital flight and possible risks considered (DeHart, 2002).

3.6. Emergency lighting system

For recognition of exits in the emergency situation under special conditions (e.g., in a dark or smoke-filled cabin), the use of distinctive seat covering and an under-seat strobe light in the corridor and at exit locations are required. Exit locating signs are also required above each emergency exit. Emergency illumination has to be operational from the flight crew station, and has to be available in the event of the main lighting system failing (Dougherty et al., 1966).

3.7. Restraining system & protective gear

The recommended restrain system is composed of two shoulder belts and a lap belt (fig 16). The shoulder belts should be independent of the lap restraining system (fig 17) because the possible attachment can cause lift the lap belt over the pelvis to the abdomen and can cause discomfort or injury during high acceleration (Gx or Gz forces) (DeHart, 2002).

The next component of the restraining system can be an ultra light G-force helmet (fig 12) protecting the passenger head and restraining movement of the passenger head forward by a flexible lock attached to the G-force suite (fig 14). Another and more robust restraining system against unwanted forwards movement of the passenger's head can be an extra restraining device (fig 13). Both systems are restraining just the X-Z head movement. Head turns in X-Y plane (of passenger coordinate system - fig 5) are not restrained and thus window lookout during the flight is possible. These systems are tested and used for F1 racing. The passenger's safety requirements with regards to safety and emergency possibilities will probably determine whether just G-force Nomex type suits (fig 14) are suitable to meet safety parameters or a life supporting pressurized Spacesuit (fig 15) will be necessary. While the first option offers more comfort, basic protection against G force and maybe more sensation of the flight, the second offers, in 20 kg of total mass, integrated life support

functions for 30 minutes, 15 minute backup pressurization (in case of lost cabin pressure), health system monitoring and a complex audio visual system (fig 15).



fig 10 - Wesco - 5 point belt, quick release unit

fig 11 - Wesco - 4 point belt



fig 12 - Hans - Open face fibreglass shell helmet with G-flow ventilation system attached to a G-force suite



fig 13 - Hans - Restraining extra device is designed for specific seatback angle. For purpose of adjustable seat would this device need additional mechanism development.



fig 14 - G-force Nomex suite (left)

fig 15 - Industrial Suborbital Spacesuit IS3 (right)



fig 17 - Wesco - independent lap belt with hip rubs

3.8. Seat design

The passenger's safety very much depends on the passenger's fit in the seat. While it is recommended that the rigid (DeHart, 2002) structure of the seat supports the passenger's body well, we can not assume just one size passengers. Fully adjustable seat model (fig 18) describes the maximum configuration (right) and minimum configuration (left) of a fully stretchable seat assembly.

- 11 - seat frame
 - 12 - slidable multiple panel element
 - 14 - upper back panel
 - 15 - hinges on the panels
 - 16 - lower back panel
 - 17 - hinges on the panels
 - 18 - headrest
 - 19 - articulated joint
 - 20 - rear seat panel
 - 22 - slidable front seat panel
 - 24 - slidable footrest
 - 26 - lower leg panel
 - 28 - adjustable armrest
 - 29 - slots for adjustable armrest
- (fig 18) (Barackman et al., 2006)

The stretchable seat assembly describes which parts of the seat are important to design for flexibility, to meet personal requirements, and what parts the seat assembly should have. Following the principles of fixed frame and moving panels (fig 18) we can achieve maximum performance and comfort of the seat for most human body sizes.

The designer's challenge is thus to find out the compromise between best performance of a restraint system and maximally adjustable seat type and safe seat design during high acceleration and microgravity. It is obvious that seat safety issues are directly related to the spacecraft's range of flight profiles. Different spacecraft will therefore have different interior and seat design according to direction and magnitude of G forces impacting on passengers and availability of free movement in cabin during weightlessness.

The optimal seat design for suborbital flights should have a rigid contour body support system, (fig 19, 20, 21) slight contouring to support body position, dimensions that accommodate large variations in body size (seat settings), rigid light sheet structure, padding against vibration and impacts, and minimal cushioning to reduce flight fatigue. Seat armrest should be adjustable and should be able to carry the mass of a body through the arms (Z acceleration) (DeHart, 2002).

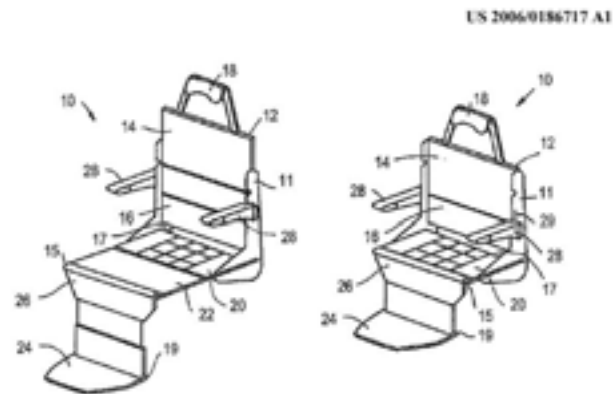


fig 18 - Articulated stretchable seat assembly



fig 19 - Spaceshuttle simulator



fig 21 - Lamborghini Gallardo, 2008



fig 21 - Lamborghini Gallardo, 2008

4. EXAMPLES OF REUSABLE LAUNCH VEHICLES

4.1. Virgin Galactic

Interior designer - Seymourpowell

Configuration - HTHL, Two Stage To Orbit (TSTO)

Readiness level - Virgin Galactic's SpaceshipTwo should be ready to flight test in 2008.

Flight profile - The SpaceshipTwo (SST) is carried by the WhiteKnight carrier mother ship to 15.2 km above sea level. SST is dropped and the hybrid rocket engine is fired. SST accelerates and passengers will experience 4Gx during ascent and will reach an altitude of 110 km. Passengers will experience 6Gx, 3Gz* during reentry braking in feather wing configuration to 21 km. Finally SST changes wing configuration to glider and lands horizontally.

Flight duration: 2.5 h

Microgravity duration: 5 min (passengers are free)

Time to return to seat: 40 seconds

Passengers: 6, Crew: 2 (1 co-pilot is for redundancy and for passenger supervision)

Cabin diameter: 2 280 mm (interior, fig 23)

Window diameter: 431 mm, 330 mm

(Dexigner, 2006; Dancewithshadows, 2008; Virgin Galactic, 2008)

The interior was designed to maximize the microgravity experience. Six reclining seats (3 in 2 rows) will move from their 60° upright angle position during take off and initial flight (fig 24, fig 26) to an almost horizontal position once the microgravity is reached (fig 25). Folded down seats will thus create space without barriers for the free movement of passengers in the cabin. Passengers should come back to their horizontally positioned seats after 4 minutes of free movement in weightlessness, restrain themselves and get ready for descent. All procedures should not take more than 40 seconds (Dexigner, 2006). In case that a passenger does not reach their seat, the floor of the spacecraft is designed to be used during landing (Space, 2006). During reentry passengers stay in a horizontal position. The seats return to the upright position for the glide and landing. There are 15 circular windows in the cabin, with integral handholds for passengers' sightseeing. The Bulkhead divides passengers and pilots and is equipped with a screen projecting additional flight information. Space suits will be equipped with cameras and personal data recorders (Space, 2006). The interior of the spacecraft is pressurized.



fig 22 - WhiteKnightTwo carrying SpaceshipTwo



fig 23 - SpaceshipTwo cabin section



fig 24 - SpaceshipTwo - 60° upright seat position

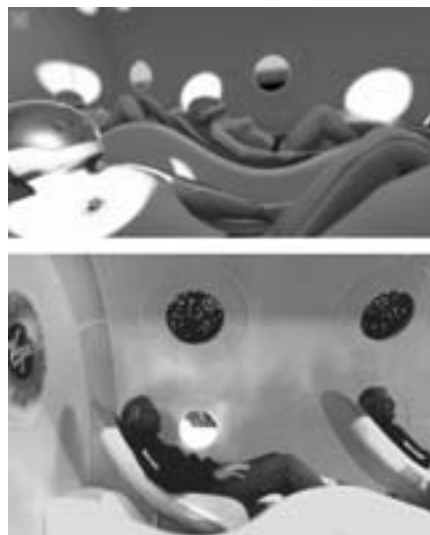


fig 25 - SpaceshipTwo - horizontal seat position
fig 26 - SpaceshipTwo - 60° upright seat position

4.2. EADS Astrium

Interior designer - Marc Newson

Configuration - HTHL, Single Stage To Orbit (SSTO)

Readiness level - Start of development early 2008, operations would begin by 2012

Flight profile - The EADS rocket plane takes off horizontally (fig 27) and proceeds via 45 minute cruise, using its turbo jet engines, to an altitude of 12 km, where the rocket engine is ignited. The spacecraft is boosted to an almost vertical attitude. Passengers will experience 3Gx during 90 seconds ascent. Rocket propulsion is shut down at 60 km. Spacecraft ascends, thanks to inertia, to just over 100 km. Aerobraking begins after 3 minutes of microgravity. During descent passengers will experience 4.5Gx to altitude of 12 km, where the jet engines are started again. Finally after 30 minutes of atmospheric flight the rocket plane lands horizontally.

Flight duration: 1.5 h

Microgravity duration: 3 min (passengers are free)

Time to return to seat: TBD

Passengers: 4, Crew: 1

Cabin diameter: 2300 mm (estimated, interior)

Window diameter: 400 mm (estimated)

Cabin interior design is based on the principle of maximizing the volume available per passenger for microgravity free-float around the cabin. There are 4 pivoting seats. The pilot's cabin and passengers' cabin are not separated. There are 15 windows with highlighted handles dedicated for passenger viewing of approximately 400 mm in diameter (dimension estimated from graphic presentations). Passengers are accommodated in rigid structure hammock like seats (fig 28) which pivot from boarding position (fig 30) around two joints to align passengers with G force in X axis of the passenger's body (fig 5). Passengers are equipped just with lap belts. The seats pivot during launch acceleration and they return to the boarding (weightlessness) position at the time of microgravity. The seat pivot system reacts automatically to acceleration G forces. The seat pivot system in the specified flight profile prevents any acceleration from head to foot. The interior of spacecraft is fully pressurized. The hammock seat design is a universal one size seat. It is based on a rigid shell, which is padded on the inner side by 20 mm stiff foam and covered by leather (EADS Astrium, 2007; Personalspaceflight, 2007).



fig 27 - EADS rocket plane

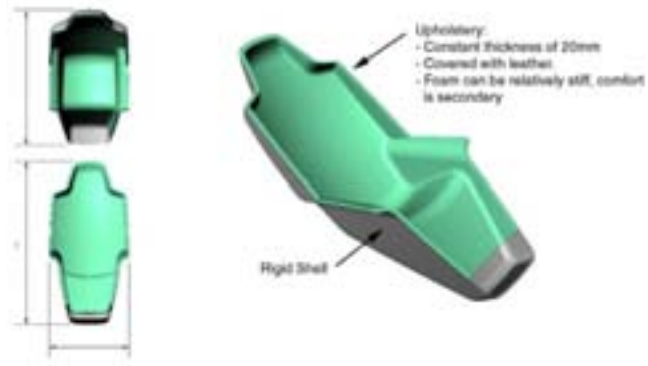


fig 28 - EADS - Seat hammock like design



fig 29 - G load flight seat configuration



fig 30 - Boarding, weightlessness seat config.

4.3. VSH

Interior design:

- Seat design: *Strate Collège designers*

Configuration - HTHL, TSTO

Readiness level - VSH concept design was primarily designed for carrying satellites to low earth orbit. A manned version was first considered in 2002.

Flight profile - VSH is carried by a conventional aircraft (first stage) to a specific altitude where it is detached and fires its rocket engine for 70 seconds. VSH reaches an altitude of 100 km at a speed of 3.5 MACH. During the spaceflight 2 microjets will be used to improve spacecraft trajectory control. Passengers will experience weightlessness. Descent reentry G loads are controlled by maneuvering. VSH glides back to the home base runway.

Flight duration: 1 h (approximately)

Microgravity duration: TBD

Time to return to seat: TBD

Passengers: 6, Crew: TBD

Cabin diameter: 2400 mm (exterior)

Window dimensions: TBD

The interior of this spacecraft contains 6 seats in 3 rows (fig 32). The middle row is elevated relative to side rows. The free-float of passengers in the cabin is not mentioned. Passengers are thus restrained to the seats for the entire period of the flight. The spacecraft is equipped with large windows above the heads of middle row passengers and smaller horizontal windows on both sides of the spacecraft.

Each passenger will be equipped with personal communications, navigation and mission status interfaces also serving as a communication with Earth.

Passenger seat design is based on the Zvezda K36D ejection seat (fig 33). The passenger seat does not change position during the flight. The back seat (fig 34) is composed of 6 padded elements fixed to a rigid structure with a 5 point seat belt. Passengers will wear special pressure intra-vehicular suits (Hobbyspace, 2006).



fig 31 – VSH



fig 32 - VSH interior, fig 33 - Zvezda K36D



fig 34 - Blackdiamond seat design for VSH spacecraft - Strate Collège designers

5. CONCEPT SILVERBIRD

5.1. Introduction

As mentioned above, the interior design of a commercial suborbital spacecraft depends on the purpose of flight, flight envelope, trajectory and type of the spacecraft. The Silverbird interior concept design is based on the Silverbird spacecraft concept which was created to present specific ideas of interior design which follow the main requirements of the flight and flight profile. The Silverbird concept spacecraft is a commercial spacecraft; the purpose of which is mainly transcontinental transportation and sightseeing flight. Single stage to orbit rocket planes horizontally taking off and landing on usual civil airports would serve as very fast and comfortable means of transport, giving its passengers the possibility to also experience the microgravity environment. Space tourism experience of microgravity would not be thus the primary purpose of Silverbird's commercial suborbital flight. The Silverbird interior concept design is based on the main objectives of the flight and safety during the flight. The safety of passengers was considered during the design process of Silverbird's interior as well as an approach to bring an innovative design which could help to deal with and discover the unexplored sphere of commercial suborbital flights.

Silverbird's interior can accommodate eight passengers and two pilots. A co-pilot is available to act as passenger support and a microgravity instructor during the flight if necessary. The paper will now introduce Silverbird suborbital spacecraft interior concept design from large to small scale, starting with the flight profile and ending with a detailed passenger seat design description.



fig. 35 - Silverbird - copyright Ondrej Doule

5.2. Flight profile

The single stage to orbit spacecraft takes off horizontally from a conventional airport powered by two turbo jet engines. These carry the spacecraft to an altitude of approximately 15 km where a rocket engine takes over. Passengers will experience up to +3.5 Gx (according to flight trajectory and distance of destination) and the spacecraft is carried to a specified height of 70 km.

The length of duration and magnitude of Gx forces are thus depending on flight trajectory and should not exceed 60 seconds and 3.5 Gx. Inertial force of the spacecraft flying at hypersonic speed may bring Silverbird into a microgravity environment, where, when instructed, passengers may take off their 6 point seat belts and may experience microgravity just in the area around their seats. Passengers will be instructed on how to behave in a microgravity environment and the co-pilot will be available as an instructor. Due to the possibility of acceleration sickness or other personal difficulties of some passengers, all passengers will be instructed to act just in the area of their seat ("personal seat space" - back to front 2000 mm, circle sector section 1500 / 800 mm).

ERROR: stackunderflow
OFFENDING COMMAND: ~

STACK: