

Raketoplán, který nezruinuje ekonomiku

Úvod

Cílem návrhu je zásadním způsobem zlevnit dopravu do kosmu, a to zejména díky mnohonásobnému využívání systému při dalších startech a v neposlední řadě i úsporou drahých pohonných hmot pro raketové motory. Pro překonávání gravitace jsou proto využívána křídla¹ (s výjimkou stoupání od 28 km výše), čímž se šetří pohonné látky a redukuje se velikost a hmotnost příslušných nádrží. Stejný důvod má využívání vzdušného kyslíku pod zmíněnou výškou.

1. Systém pro vynesení družice na oběžnou dráhu je třístupňový, přičemž se počítá s mnohonásobně opakovaným použitím všech stupňů. Všechny jsou vybaveny křídly. Startují horizontálně jako celek a horizontálně i přistávají, ale každý zvlášť.
2. Kosmodrom, z něhož sestava startuje, je realizován jako plovoucí, a to v podobě letadlové lodi. Ta při plutí blíže k rovníku umožní, aby startující družice s plánovanou malou či nulovou odchylkou dráhy od východního směru mohly využít pro získání potřebné rychlosti i zemskou rotaci².
3. Jako první stupeň funguje upravený Airbus A 380 F, k němuž jsou připojeny další dva stupně. Během přibližně půlhodiny dopraví airbus komplet druhého a třetího stupně do výšky cca 12 km. Tam je uvolní a vrátí se zpět.
4. Z paluby plovoucího kosmodromu startuje sestava vlečného letadla a okřídlené dvoustupňové rakety pomocí parního katapultu. Vlečné letadlo i rozpojené okřídlené části raketové sestavy přistávají na palubu s využitím brzděných zachytných lan.
5. Druhý stupeň má dva systémy pohonu: dva náporové motory a dva kyslíkovodíkové raketové motory. Náporové motory urychlí oba stupně na cca M 3,9 ve výšce cca 28 km. Pak převezmou pohon dva raketové motory a sestava začne s větším zrychlením a už bez pomoci křidel strměji stoupat nad hranici atmosféry, kde dosáhne rychlosti cca 6,5 km/s. Tehdy se třetí stupeň odpoutá od druhého.
6. Druhý stupeň se po zbrzdění hypersonické rychlosti vrátí klouzavým letem na přistání.
7. Třetí stupeň akceleruje na orbitální rychlost pomocí raketového motoru na kerosin a HNO_3 (tentýž raketový motor je použit i pro snížení orbitální rychlosti při zahájení návratu). Další menší raketové motory³ slouží pro stabilizaci, orientaci a manévrování na oběžné dráze.

Koncepce

Na přídi sestavy je třetí stupeň (orbitální), řešený jako dolnoplošník. Na jeho zádi je s ním spojen druhý stupeň řešený jako hornoplošník. Záměrem takového uspořádání je, aby křídla druhého stupně byla nad úplavem způsobeným křídly třetího stupně.

Malé nosné plochy druhého a třetího stupně jsou určeny pro nadzvukové rychlosti a proto jsou tyto stupně při startu a letu nízkou rychlostí odlehčeny tím, že pohonné hmoty pro ně jsou ve vlečném letadle (s výjimkou kapalného vodíku, který byl natankován do druhého stupně již před startem⁴). Pohonné hmoty začnou být přečerpávány až při zvyšující se rychlosti sestavy.

Podobně jako u amerického raketoplánu přepravovaného na hřbetě Boeingu 747 je třetí stupeň umístěn nad vlečným letadlem (airbusem A 380 F), přičemž s třetím stupněm spojený stupeň druhý už přesahuje za jeho ocasní plochy. Dráha vlečené sestavy probíhá tedy nad dráhou tažného letadla. Takové uspořádání umožňuje plné využití křidel vlečené sestavy pro vytváření potřebného vztaku. Křídla tažného letadla sice uvedla do klesavého pohybu vzduch nad sebou, jímž vlečená sestava proletí, ale toto pomalé proudění není na rozdíl od vzduchových hmot za tažným letadlem a pod ním chaotické a nevytváří vír. Křídla třetího a druhého stupně jen o něco urychlí klesání prolétávaných vzduchových hmot vyvolané tažným letadlem.

¹ I křídla vytvářejí jak známo vztak na reaktivním principu, a to velmi efektivně tím, že udělují velkým kvantům vzduchu, kterým prolétají, malou rychlost směrem dolů. Energie k tomu potřebná je totiž na této rychlosti závislá **kvadraticky**, zatímco na hmotnosti urychlovaného vzduchu jen **lineárně**.

² Starty u rovníku jsou do té míry výhodné, že např. stejnou raketou lze z francouzského kosmodromu v Guayaně (5 ° 14' s.š.) vypustit o čtvrtinu těžší družici než z Cape Canaveral na Floridě (28 ° 27' s.š.).

³ na monometylhydrazin a oxid dusičitý - kapaliny, které spolu smíseny se samy vznítí i za nízkých teplot

⁴ Tankování kapalného vodíku za letu by bylo velmi náročné pro jeho extrémně nízkou teplotu a malou tepelnou kapacitu.

Pneumatiky na kolech druhého a třetího stupně stačí dimenzovat na přistávací hmotnost, která je výrazně nižší než hmotnost při startu. Ten probíhá se zataženými podvozky⁵. Ty jsou tedy relativně lehké.

Jak probíhá let (hmotnosti, rychlosti, výšky)

Po prvním rozpojení sestavy se tedy airbus vrací a druhý a třetí stupeň pokračují v horizontálním letu urychlovaném dvěma kyslíkovodíkovými raketovými motory druhého stupně. Po překonání rychlosti zvuku se raketové motory vypnou a pohon převezmou dva mohutné motory náporové využívající vzdušný kyslík. Za nadzvukové rychlosti budou totiž mít už dostatečný tah i účinnost. Používají kapalné uhlovodíkové palivo⁶. Po dosažení rychlosti cca 3,9 M (1150 m/s = 4140 km/h)⁷ a výšky cca 28 km převezmou pohon sestavy opět raketové motory.

Sestava tažného letadla s vlečeným druhým a třetím stupněm startuje z paluby lodi pomocí katapultu. Po dosažení požadované rychlosti kolejový podvozek opustí. Pak zrychluje za horizontálního letu (se zataženým podvozkem) a začne stoupat teprve po takovém zvýšení rychlosti, že už může být postupně vyřazována vztlaková mechanizace, aby se snížil čelní odpor. Stoupání bude samozřejmě výrazně povlovnější než u samotného airbusu.

Při návratu jsou okřídlené stupně 2 a 3 značně odlehčeny vlivem vyčerpání paliva. V důsledku toho je jejich přistávací rychlost srovnatelná s přistávací rychlostí dopravních letadel, zatímco americké raketoplány přistávaly rychlostí 340 - 360 km/h a potřebovaly pro zastavení nadstandardně dlouhou dráhu, ač používaly brzdící padák o průměru 12 m.

Popis jednotlivých stupňů

Startovací podvozek na kolejové dráze a jeho pohon

Nejjednodušší by bylo aplikovat pro jeho pohon parní katapultovací systém z letadlových lodí, ovšem po výrazné extrapolaci většiny parametrů. Několikanásobná je totiž urychlovaná hmotnost. Pro urychlovaný komplet včetně podvozku, tažného lana a redukovaného momentu setrvačnosti navijáku a převodů je potřeba počítat s hmotností cca 800 tun. Při zrychlení 10 ms^{-2} dosáhne komplet rychlosti 70 m/s (252 km/h) během 7 s a ujede dráhu 245 m. Potřebná zrychlující síla je 8 MN, a výkon na konci katapultáže dosáhne 560 MW. To je srovnatelné s výkonem jednoho bloku jaderné elektrárny (v Dukovanech má jeden blok výkon 500 MW).

Průměr válce parního katapultu by při tlaku páry 10 MPa byl 1,6 m a jeho délka⁸ cca 130 m. Parní pohon má výhodu ve schopnosti akumulovat tepelnou energii ve vroucí vodě za vysokého tlaku. V předstihu lze „roztopit“ i přehříváč páry (aby pára příliš rychle nekondenzovala na chladných stěnách katapultovacího válce. Možný je i vstřík přehřáté vody do kyslíkovodíkového plamene.

Také by bylo možno použít pro katapult elektrárenskou parní turbínu. Redukční převodovka (planetová) by byla samozřejmě mohutná. Naviják by byl asi „kuželový“⁹ s drážkou definující ukládání lana o hmotnosti desítek tun¹⁰ při navijení. Správné navijení by usnadnila kladka nuceně posuvná podél površky kužele.

Vytápění kotle i přehříváče páry zajistí hořáky na kapalné palivo a kondenzaci výfukové páry vstřík vody. Spotřeba vody na tvorbu přehřáté páry pro jeden start nepřekročí 10 tun, takže stačí relativně malé rozměry kotle. Spotřeba topného oleje pro výrobu páry uvedených parametrů potřebné pro jeden start by činila asi 3 tuny.

⁵ včetně kol airbusu. Celá sestava je uložena na podvozku pojízdném na kolejové dráze (ten zůstane po startu na palubě).

⁶ tedy letecký petrolej. Za vyšší nadzvukové rychlosti by se mohlo používat speciální palivo JP7, vyvinuté pro průzkumný letoun SR-71 „Blackbird“. Jde o směs obsahující alkyly, cykloalkany, alkybenzen, indan, tetralin a fluorokarbon jako lubrikant. Má velký rozsah teplot pro kapalnou fázi a nízkou tenzi par. Lze je proto před spalováním v motoru využívat pro chlazení silně zahřátých částí za hypersonického letu (teplota paliva v nádržích Blackbirdu se tím zvýšila až na 320 °C).

⁷ To je reálné, neboť už v roce 1965 urazil průzkumný letoun Lockheed SR-71 Blackbird za 68 minut 3 869 km. Větší část tahu (83 %) zajišťoval náporový pohon.

⁸ Dráha pístu je polovinou startovací dráhy, neboť na pístnici jsou kladky, přes něž jsou vedena paralelní lana upevněná na jedno m konci k lodi a na druhém k startovacímu podvozku.

⁹ Modifikací tvaru lze ovlivnit průběh zrychlení a zčásti i využít akumulovanou energii rotace pro konečnou fázi zrychlování.

¹⁰ Za úvahu by proto stálo použití kevlarových či karbonových vláken na lano místo ocelových drátů. Kevlar má pevnost v tahu (2900 N/mm²) srovnatelnou s pevností ocelových drátů pro kvalitní lana, ale je podstatně lehčí (1,45 g/cm³ proti 7,85 g/cm³). Karbon typu UMS má hustotu 1,8 g/cm³ a pevnost v tahu 4560 N/mm². Jeho modul pružnosti je 395 GPa.

Prvním stupněm sestavy je tedy upravený Airbus A 380 F, který funguje současně jako vlečné i cisternové letadlo. Za vzrůstající rychlosti, kdy stoupá nosnost křidel druhého a třetího stupně, se do nich přečerpávají pohonné hmoty pro druhý a třetí stupeň (ale s již zmíněnou výjimkou kapalného vodíku, který byl do druhého stupně natankován již před startem; je ho tam 30 tun, 429 m³).

Airbus A 380 – 800 F má nákladový prostor o objemu 1134 m³ a jeho obvyklá nosnost je 150 tun. Nepotřebuje však pro své vlastní motory natankovat plné nádrže (mají kapacitu až 310 000 litrů). Pro vyvlečení druhého a třetího stupně i pro vlastní návrat mu stačí cca 20 tun kerosinu, takže může natankovat až 310 tun pohonných látek pro druhý a třetí stupeň¹¹. Z toho je 35 tun pohonných látek pro orbitální stupeň (kerosin a HNO₃), dále 35 tun paliva pro náporové motory druhého stupně a 240 tun kapalného kyslíku pro raketové motory druhého stupně.

Druhý stupeň je koncipován jako nadzvukový hornoplošník. Po odpoutání od airbusu bude mít sestava druhého a třetího stupně počáteční hmotnost 455 tun. Délka druhého stupně bude cca 32 m a rozpětí jeho křidel 25 m (shodně s orbitálním stupněm). Průměr trupu¹² bude 6,25 m. Takový průměr bude mít ve válcové části celá letová sestava a tedy i třetí stupeň. Kromě zmíněných dvou náporových motorů je 2. stupeň vybaven dvěma kyslíkovodíkovým motory SSME Rocketdyne z amerického raketoplánu a tepelně izolovanými nádržemi na kapalný vodík a kapalný kyslík.

Raketový motor SSME má ve vakuu tahové maximum 2,28 MN při spotřebě pohonných látek 467 kg/s (51,9 kg H₂, 415,1 kg O₂). Tah je regulovatelný v rozmezí 65 až 109 %. Tyto motory budou pracovat cca 5 minut. Předpokládá se jejich kumulovaná funkce do generální opravy v trvání 7,5 hodiny, takže by měly absolvovat 90 startů do GO.

Raketové motory druhého stupně spotřebují tedy 30 tun vodíku a 240 tun kyslíku. Náporové motory spotřebují 35 tun kapalného uhlovodíkového paliva. Předpokládaná hmotnost prázdných nádrží je dohromady 20 tun. Hmotnost motorů SSME Rocketdyne je 2 x 3526 kg a hmotnost náporových motorů odhadujeme na 2 x 1000 kg. Celková hmotnost druhého stupně by po vyčerpání pohonných hmot měla klesnout na zhruba 50 tun.

Třetí stupeň - orbitální

Délka třetího stupně bude asi 25 m, z toho délka nákladového prostoru 10,25 m (jeho průměr bude 6,1 m). Objem nákladového prostoru je podobný jako u US raketoplánu (cca 300 m³) a podobná bude i hmotnost užitečného nákladu (30 tun).

Třetí stupeň potřebuje tepelnou izolaci v zájmu minimalizace ohřevu kryogenních pohonných hmot a tvoření námrazy na vnějším povrchu. Jeho přední část musí odolávat vysokým teplotám při návratu do hustších vrstev atmosféry. Pro orientaci a stabilizaci bude mít malé raketové motory na kapalné hyperbolické (samozápalné) pohonné hmoty stejné jako americký raketoplán¹³ STS.

Pro dosažení konečné rychlosti i výšky a také pro brzdění (kvůli návratu z orbity) bude použit hlavní raketový motor o tahu cca 100 kN. Pohonnými látkami pro něj budou kerosin spolu s kyselinou dusičnou jakožto oksylichovadlem¹⁴. Tyto látky jsou výrazně levnější než hypergolické pohonné hmoty. Hlavní motor může být použit i pro korigování přistávacího manévru.

Po dosažení orbity bude třetí stupeň o něco lehčí než americký STS (cca 60 tun; nemá totiž motory SSME o úhrnné hmotnosti 10578 kg a pohonných hmot spotřebuje na orbitu méně; má však větší rozpětí¹⁵ a delší špičatější před). Velikost nákladu dopraveného na oběžnou dráhu bude 30 tun, jak již bylo zmíněno. Zpět může být dopraveno i více, nikoliv méně, jak je tomu u US raketoplánu kvůli omezení přistávací rychlosti.

¹¹ Maximální vzletová hmotnost airbusu A 380 F je 590 tun a hmotnost prázdného letounu je 250 tun. Ta se zvýší o 10 tun hmotnosti nádrže o objemu 263 m³ na kapalný kyslík a o palivo potřebné pro vyvlečení druhého i třetího stupně do výšky 12 km a pro návrat airbusu (20 tun). Ten tedy uveze pohonné látky pro 2. a 3. stupeň o hmotnosti 590 - (250 + 20 + 10) = 310 tun).

¹² Hodnota převzatá spolu s rozpětím křidel od anglického projektu SKYLON. Srovnatelný by tedy měl být i aerodynamický odpor.

¹³ Ten měl v nádržích 21,7 tun oxidu dusičitého a monometylhadrazinu (smísením se samy vznítí). Šlo o pohonnou hmotu motorů pro orientaci a stabilizaci (těch bylo 46 a měly celkovou hmotnost 383 kg). Na rozdíl od navrhovaného raketoplánu byla použita i pro dva motory určené pro konečnou akceleraci na oběžnou rychlost (za 90 s zrychlily orbitální stupeň o 75 m/s). Sloužily i jako brzdící motory před návratem z oběžné dráhy a případně i pro manévrování před dosednutím na zem. Každý měl hmotnost 118 kg a tah 26,7 kN při spotřebě 8,7 kg/s.

¹⁴ Nejde o samozápalnou směs; je nutno ji zažehnout.

¹⁵ 25 m; STS má rozpětí 23,34 m

Pohonných hmot pro hlavní raketový motor třetího stupně je 35 tun. Počítáme-li s jejich specifickým impulzem 2500 Ns/kg, s celkovou hmotností třetího stupně 100 tun (po odpoutání od druhého stupně) a s tahem motoru 100 kN, bude motor pracovat 875 s a zvýší energii třetího stupně o 46 GJ. Z toho případně na potenciální energii 0,4 GJ (přírůstkem výšky ze 195 km na 200 km). Pro energii kinetickou zůstane 42 GJ (zaokrouhlování dolů je pokusem respektovat vliv ztrát odporem prostředí a ztrát gravitačních¹⁶). Kinetická energie 42 GJ reprezentuje spolu s rotací Země¹⁷ přírůstek rychlosti cca 1,5 km/s. Takže sestava druhého a třetího stupně musí získat ve výšce 195 km rychlost cca 6,5 km/s.

Třetí stupeň má ve vztahu k hmotnosti téměř třikrát větší plochu křídél než nadzvukový dopravní letoun Concorde¹⁸, takže by mohl mít startovací rychlost asi 1,73krát nižší¹⁹, tedy asi 230 km/h. Ve výšce 12 km, kde je hustota vzduchu cca 22 % hustoty při mořské hladině, by měla být rychlost při stejné hmotnosti asi 490 km/h. Ale s ohledem na vyřazení vztlakové mechanizace musí být tato rychlost vyšší, např. 640 km/h. Kromě toho se natankováním za letu zvýšila hmotnost 1,53krát, takže potřebná rychlost bude cca 980 km/h, což koresponduje s max. rychlostí vlečného letadla.

Od US raketoplánu se bude orbitální stupeň lišit tvarem minimalizujícím aerodynamický odpor²⁰ při aktivním letu hypersonickou rychlostí. Větší rozpětí a plochu křídél se projeví pozitivně lepší klouzavostí při návratu do atmosféry, což umožní prodloužit decelerační fázi hypersonického letu a tedy snížit brzdňvý výkon za účelem nižšího tepelného namáhání aerodynamickým ohřevem.

Povrch třetího i druhého stupně (zejména přidě a náběžných hran křídél) musí být řešen jako teplotně odolný. Nároky by měly být nižší než u US raketoplánu²¹, a to díky výraznému snížení brzdňvý výkonu v horních vrstvách atmosféry. Vnikne do nich totiž pod menším úhlem a díky lepší klouzavosti setrvá déle v řídkých vrstvách kladoucích menší odpor. Do hustších vrstev pronikne tedy sníženou rychlostí. Křídla a ocasní plochy údajně začínají být účinné při poklesu rychlosti na cca 10 M ve výšce asi 50 km.

Výhodná se zdá být tepelná ochrana navržená pro zmíněný SKYLON. Rovnováha mezi vývinem tepla a jeho odvodem měla u něj údajně nastat za teploty cca 1100 K. Obrázek na další straně znázorňuje strukturu tepelně exponované stěny jeho nádrže²². Přenosu tepla ze žhavé tepelně odolné povrchové vrstvy do vnitřních struktur brání reflexní titanové fólie tlusté jen 10 μm a navzájem vzdálené 0,3 mm. Ve výškách, kde je aerodynamický ohřev nejintenzivnější, je vzduch mezi nimi tak řídký (tlak méně než 2 Pa), že teplo prakticky nevede. To dovnitř proniká jen radiací. Teplota reflexních fólií se směrem od povrchu postupně snižuje a nejvnitřnější fólie vydává méně než tisícinu tepla generovaného na povrchu. Do vnitřních struktur by tedy pronikalo zhruba 100 W/m².

Nicméně je nutno i toto teplo odvádět chlazením, zejména při stoupání hypersonickou rychlostí²³, které trvá déle než sestup z orbity. Jednou z možností je kapalinový okruh, přičemž teplo je odváděno do výměníku umístěného v nádrži s kapalným kyslíkem. Ten má dostatečnou tepelnou kapacitu mezi teplotou tání a teplotou varu²⁴. Pokud bude zapotřebí odvádět pronikající teplo při návratu orbitálního stupně, měla by k tomu stačit díky kratší době tepelná kapacita v palivu či oksylichovadlu rezervovaných pro případný potřebný tah raketového motoru před přistáním. Projekt SKYLON to však řešil jednodušeji: teplo mělo být odváděno malým množstvím plynného vodíku o velmi nízké teplotě proudícího meziprostorem a vypouštěného ven.

¹⁶ Atmosféra je tam velice řídká a odstředivá síla už téměř kompenzuje zemskou přitažlivost.

¹⁷ při vypuštění satelitu východním směrem

¹⁸ Má maximální vzletovou hmotnost: 185 070 kg, startovací rychlost 400 km/h, rozpětí 25,6 m.

¹⁹ Stejná bude i rychlost přistávací.

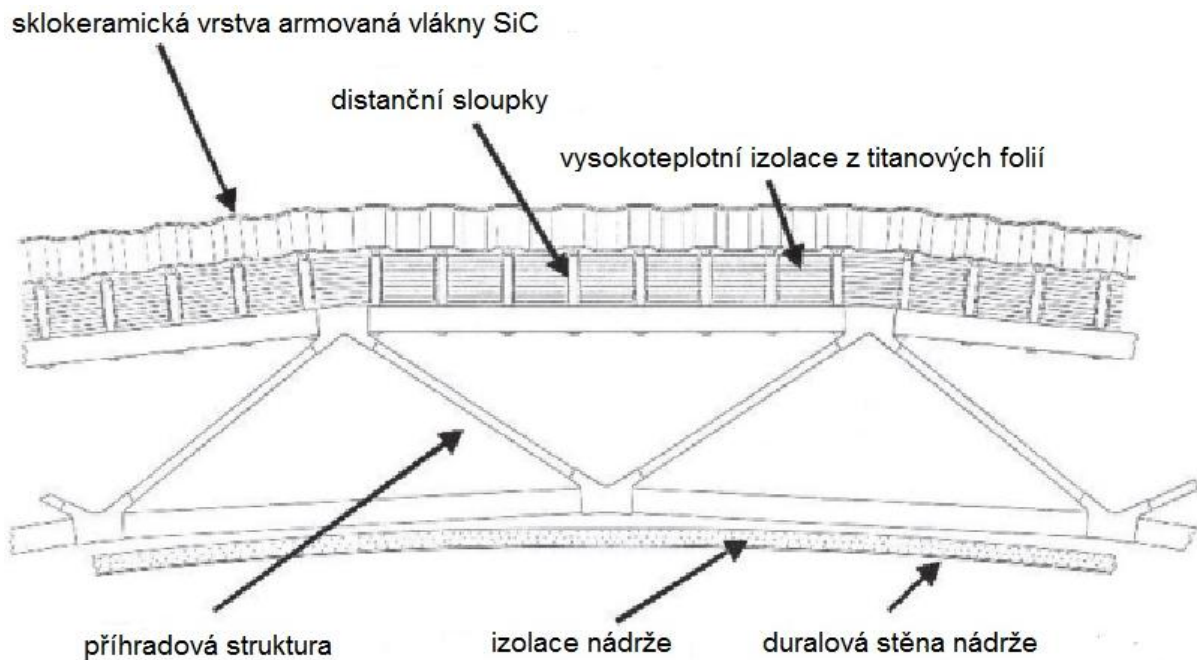
²⁰ Aspoň částečně bude též využit princip „vztlakového tělesa“ (lifting body) pro tvarování trupu.

²¹ U STS dosahovaly teploty 2000 K, neboť byl generován tepelný výkon až 0,5 MW/m².

²² Na povrchu je sklokeramická vrstva zesílená vlákny SiC podle patentu Atomic Energy Authority (Harwell). Vydří teplotu 1470 K a má hustotu 2620 kg/m³. Je jen 0,5 mm tlustá a kvůli tuhosti je uvnitř rýhovaná. Na vnitřní strukturu je upevněna v řadě pružných bodů umožňujících teplotní dilataci. Původně byl pro SKYLON navrhován kompaktní potah povrchu karbonový s vlákny karbidu křemíku, který vydrží teploty 1800 K a má hustotu 2100 kg/m³. Je však stokrát dražší. Pro hypersonický letoun X-33 měly být použity uhlíkové kompozity na přídi a na náběžných hranách, pro oblast s teplotami kolem 980°C kovové desky ze superslitiny Inco-617, pro teploty kolem 700°C měly stačit kovové desky z titanové slitiny Ti-1100.

²³ Pro SKYLON byla vypočtena max. teplota povrchu při stoupání hypersonickou rychlostí na 855 K.

²⁴ Kapalným kyslík lze dost podchladiť, neboť mezi teplotou tuhnutí a varu je 35,2 stupňů (za atmosférického tlaku je bod varu 90,2 K a bod tání 54,96 K; u vodíku je to 20,268 K a 14,025 K). Také nebude zapotřebí tak náročná tepelná izolace jako u vodíku (bod varu 20,268 K, bod tání 14,025 K)



Problém odvodu generovaného tepla je komplikován tím, že při sestupu z výšky cca 90 km do zhruba 60 km je zdrojem tepla rázová vlna těsně před křídlem a před čelní partií trupu a příslušná ochranná vrstva je ohřívána radiací plasmy²⁵ před povrchem, takže ten by měl být reflexní.

V hustších vrstvách atmosféry se proudění stane turbulentním a povrch se zahřívá vedením. Ochlazován je svou vlastní radiací, takže by měl být naopak tmavý (Stefan-Boltzmannův zákon o radiaci absolutně černého tělesa). Lze to řešit tak, že raketoplán vstoupí do atmosféry „vzhůru nohama“, a zadní částí napřed a příslušné povrchy budou reflexní. Za nižší rychlosti se obrátí tmavým povrchem vpřed.

Srovnání navrhovaného řešení s US raketoplánem:

- Při stejném užitečném zatížení dopraveném na oběžnou dráhu má podstatně menší počáteční hmotnost letového kompletu (725 tun oproti 2041 tun)
- V první fázi letu US raketoplánu spotřebují dvě rakety SRB 1180 tun pevných pohonných hmot²⁶ a tři motory SSME 20 tun vodíku a 160 tun kyslíku, zatímco navrhovaný systém spotřebuje cca 20 tun leteckého petroleje pro A380F a 35 tun vodíku pro náporové motory. Rozdíl v ceně pohonných hmot je skoro řádový.
- I v druhé fázi letu je navrhovaný systém úspornější. US raketoplán spotřebuje 525 tun vodíku a kyslíku, kdežto navrhovaný systém jen 270 tun²⁷. Částečně se tento nepoměr upravuje ve třetí fázi letu, kdy US raketoplán spotřebuje jen 1,6 tuny pohonných hmot, zatímco navrhovaný systém 35 tun (v cenách je rozdíl menší, neboť navrhovaný systém nepoužívá drahé samozážehové pohonné hmoty).
- Nejpriznivěji se na ceně hmotnosti dopravené na orbit projeví totální návratnost²⁸ všech částí systému a jejich příznivá životnost.
- Nevýhodou je, že postupný návrat tří částí systému zvyšuje nároky na organizaci i riziko chyb. Nicméně ty poruchy, které způsobil havárie SMS, u navrhovaného systému nepřicházejí v úvahu.

Závěr

Předložený návrh vychází ze známých principů a ze současného stavu techniky, který jen extrapoluje. Opírá se přitom o běžné technické zkušenosti a samozřejmě do jisté míry i o intuici. Kvantitativní údaje vznikly pouze hrubými výpočty na základě odhadů, což je v případě zákonitostí působících proti sobě hodně nespolehlivé. Podrobné optimalizační výpočty jsou proto nezbytné a jsme přesvědčení, že se jimi přínosy navrhovaného systému ještě zvýrazní.

²⁵ Při poklesu rychlosti pod 18 M zaniká tvorba plasm, takže je opět možné radiové spojení.

²⁶ Chloristan amonný jako kysličovadlo a práškový hliník s pojivem jako palivo.

²⁷ Není zahrnuta spotřeba pro krátkodobou akcelerační fázi před spuštěním náporových motorů.

²⁸ U systému SMS jsou vlastně kromě samotného raketoplánu vratné i zbytky raket SRB. Loví se z oceánu a lze je po revizi znovu použít.