

<研究ノート>

スペース・ミラー (仮称) による大量エネルギー 取得の可能性

——リチウム・ロケットの技術予測について——

高 橋 實

〔要 旨〕

純アルミ金属箔を5ミクロンの厚さに伸ばし、適当な枠材で展開した形で、地球を焦点の1つにし、かつ長軸の方向を天の北極または天の南極の方向に持つような、離心率の極めて大きな(1に近いが1より小)長ダ円軌道または極長ダ円軌道に打上げると、それが北方または南方の天に偏在的に位置する時間が、全軌道周期に比べて極めて長くなり、従ってこれで太陽光線を反射して地球に当たると、膨大なエネルギーを地球の北緯または南緯の高緯度地帯に対して、かなり高い軌道効率で、送りこむことができる、と考えられる。

こうして送りこまれたエネルギーは「光熱化学産業」(仮称)に使うものとする。すなわち、光合成産業と高温高压の熱化学合成産業とである。この2つが主要な使い方であるが、水蒸気サイクルを使った発電にももちろん使える。ただし、発電に使う時は、受光地点が高緯度地帯であることを条件に入れておかねばならない。

光合成産業に使う時は、ミラーをやや凸面鏡にして光を拡散させ、その強度は温帯での中天の日光くらいかまたはその数分の1程度にすればよいと思われる。

熱化学合成産業に使う時はミラーを僅かに凹面鏡にして集中光束を当て、高温度を得るようにする。この場合は、とくに安全性を考え、人や動物のいない、最高緯度の地帯で使うべきであろう。

ミラーが太陽光線に45°の角度をなし、地球の北極または南極に水平におかれた面に対して垂直に光を送りこむ時の光の強度は、反射率・吸収率等をまだ控除しない段階で、ミラー自身の面積100キロメートル平方(1万平方キロメートル)につき、約75億トン(石油換算)/年である。この時の地表の受光面積は $1/\sqrt{2} \times (100 \text{ km})^2$ であるので、地表の面積当りの強度は約100億トン(石油換算)/年/ $(100 \text{ km})^2$ になっている。これは赤道での中天の太陽光よりも少し強い(大気の吸収率を差し引けば同じになる)。

ミラーが、地球の低緯度地帯を照らそうとするときはその効率は極めて悪い。

また、ミラー自身の軌道が、数週間程度の周期をもった、あまり細長くないダ円をなしている時も、ミラーの軌道効率は、良くない。このような軌道でかつ低緯度地帯を照らそうとすると、総合効率は2重に悪くなり、数十分の1になる。しかし、その時でも、水蒸気発電などはなお採算に合いそうに見える。

軌道効率が、著しくというよりは、むしろ予想外に驚異的に高いのは、離心率が0.995以上もある周期1年以上数十年にもなる極超ダ円軌道である(本文付録参照)。この場合、軌道効率は実効的に100%に近い。

スペース・ミラーの重量は、ミラーの面積100km平方につき、アルミ箔が135,000トン(5ミクロン)、枠材その他構造物・機器等が同量程度で合計約27万トンになる。

ミラーを打上げるロケットとしては、リチウム (Li) と酸素との反応熱、および水素との反応熱を複合的に利用したリチウム・ロケット（仮称）を使うと考える。Li は微粉末とし、酸素と水素とはそれぞれ液体酸素および液体水素として、燃料タンクに入れる。この組合せ燃料は、通常の液体酸素と液体水素を組合せた燃料よりは、格段に高い比推力が得られると思われるが、それでも、試算によれば、途中で燃料タンク等の重量物を放棄しないかぎり、所望のペイロードを所望の軌道に打上げることが出来ない。

発射台上の初期総重量を 30 万トンとした思考上の設計試算の結果としては、総重量のうち 27 万トンを燃料の重量とし、残り 3 万トンのうち約半分を打上げ途中で数段階にわたり放棄し、かくして残った約 15,000 トンのうち、約 1/2 に当る 8,100 トンを純アルミ箔の重量とし、残りをミラーの枠材、諸機器等の重量に割当てることになる（本文第 4 表参照）。8,100 トンを 17 倍すればほぼ 135,000 トンになり、約 (100 km)² のミラー面積に等しくなるので、結局この面積のミラーは、30 万トンのリチウム・ロケット 17 発で上げられる。

ちなみに、液体酸素・液体水素だけの燃料で、同様の初期条件ならびに同様の最終所得速度で計算すると、単純計算（燃料タンク等切り捨てを行わない計算）で残留重量は約 45 の 1（第 2 表最下段参照）しかなく、実数値では約 6,666 トンである。ところが、実際には燃料タンク、ロケット構造材等が 20,000 トンほどあるので、これらの殆んど全部を切り捨てつつ上昇することとなり、実質ペイロードは 1/200 ないし 1/300 すなわち 1,500 トンないし 1,000 トン程度になるものと思われる（アポロ計画におけるサターンロケットでは、3,000 トンの初期重量が、月周辺到着時に約 1/200 になっている）。

以上の試算結果から見て、リチウム・ロケット（仮称）を開発することは、1つの、エネルギー問題における巨大な“ブレイク・スルー”になっていることがわかるのである。

I. スペース・ミラー構想の概要

I.1 この研究の発端

I.2 ミラーの使い方の概要

I.3 ミラーの規模、ユニット等

II. リチウム・ロケットの可能性の検討

II.1 液体水素+液体酸素の場合との比較

II.2 燃料タンク的设计

II.3 燃料タンク等の切り捨て方式の計算

I. スペース・ミラー構想の概要

I.1 この研究の発端

人類の人口が今後も増加し、また人類社会の経済力も今後なお成長し続けるものとする、人類社会の将来には多大なエネルギーが必要になって来る——という考え方は、まず動かし得ないところであろうと思われる。

太陽エネルギーは周知のように、集めれば極めて多大な量になるが、自然界では地球の全表面を照らして、分散されていて、面積当りの密度は稀薄になり、そのままでは動力も起すことの出来ない程度の温度で、バランスしている。

また、地球は球面で、一定の軸の回りを自転しており、昼夜のほか季節によって照射エネルギーの強弱があるので、それが水という物質の氷結点と微妙に交錯する結果、生物系にとっては、一年の中で生活できないような温度が出現する。すると、そこは、たとえ年平均では生きられる温度であっても、氷点以下の期間を過ぎ得ないという理由で、結局植物が全般的に繁茂し難いことになる。

あるいはまた、上記と同じく回転球面であるので赤道地帯のように照射強度の強い所と南北両極のように照射強度の弱い所があるが、その際、海と陸の分布状態も、複雑に交錯してい

第 1 表

ゾーン番号	緯度	各ゾーンの面積 (A) (海+陸) [km ²]	各ゾーンの海の面積 (B) (海) [km ²]	各ゾーンの陸の面積 (C) (陸) [km ²]	各ゾーンの総エネルギー [無除去] (D) [Y/year]	各ゾーンの海に落ちるエネルギー (E) [Y/year]	各ゾーンの陸に落ちるエネルギー (F) [Y/year]	
北半球	XII	90°~82.5°	2178459.330	2141546.585	36912.745	37.10	36.47	0.63
	XI	82.5°~75°	6498158.853	5009358.008	1488800.845	275.36	212.27	63.09
	X	75°~67.5°	10706587.961	5476799.200	5229788.761	747.68	382.46	365.22
	IX	67.5°~60°	14731919.495	4074770.109	10657149.386	1415.49	391.52	1023.97
	VIII	60°~52.5°	18505951.971	8348288.119	10157723.862	2233.48	1007.55	2225.93
	VII	52.5°~45°	21961699.471	9238003.256	12723696.215	2964.93	1247.17	1717.76
	VI	45°~37.5°	25042518.513	13515061.426	11527457.087	4090.23	2207.43	1882.80
	V	37.5°~30°	27694868.726	15957130.394	11737738.338	5016.11	2890.16	2125.95
	IV	30°~22.5°	29873302.261	18199357.504	11673944.757	5820.53	3545.97	2274.56
	III	22.5°~15°	31540639.575	21878073.619	9662565.956	6488.34	4500.62	1987.72
II	15°~7.5°	32668349.231	24827045.352	7841303.877	6952.51	5283.72	1668.79	
I	7.5°~0°	33237003.893	25973288.741	7263715.152	7205.60	5630.87	1574.73	
南半球	I'	0°~7.5°	33237003.939	25333007.839	7903959.100	7205.60	5492.06	1713.54
	II'	7.5°~15°	32668349.231	25865181.537	6803167.693	6952.51	5504.65	1147.86
	III'	15°~22.5°	31540639.569	23986803.217	7553836.357	6488.34	4934.41	1553.93
	IV'	22.5°~30°	29873302.256	23123860.836	6749441.428	5820.53	4426.54	1393.99
	V'	30°~37.5°	27694868.736	24061107.781	3633760.855	5016.11	4357.96	658.15
	VI'	37.5°~45°	25042519.517	23992622.274	1049896.243	4090.23	3918.75	171.48
	VII'	45°~52.5°	21961699.471	21512126.477	449572.839	2964.93	2904.24	60.69
	VIII'	52.5°~60°	18505951.971	18381445.254	122506.717	2233.48	2218.45	15.03
	IX'	60°~67.5°	14731919.495	14467315.418	264604.077	1415.49	1390.06	25.43
	X'	67.5°~75°	10706587.960	5479500.229	5227087.731	747.68	382.65	365.02
	XI'	75°~82.5°	6498158.853	605647.367	5892511.485	275.36	25.66	249.70
	XII'	82.5°~90°	2178459.330	0	2178459.330	37.10	0	37.10
合計 (全地球)		508278913.608	361447340.542	146829601.636	87094.71	62811.64	24283.07	

$$Y=1.5 \times 10^{10} [\text{kcal}]$$

備考：太陽定数=1.946[cal/min/cm²]=6.82[Y/年/10¹⁰ m²]=102.3 億トン石油換算 (10 kcal/gr. oil)/年/(100 km²)

る。照射の強い赤道地帯では、とくに南半球の部分で、海が陸の2.5倍もあり、人類が利用できるような強い日射の大部分が広大な海に落ちている。その海は大部分が深くて、海草にしる養魚にしる、人類にとっては利用し難い面積である。また北極圏は大部分が海であるかと思えば南極圏では丁度それを埋め合わせるように大部分が陸になっている。ただし両極圏とも半永久的な氷結海面または氷結地帯になっている。

そこでもし、スペース・ミラーで、地球外の太陽光を反射して、上記のような陸または海の配置に対して、とくに南北緯ともに60°以上のあたりを照らすことが出来れば、

(A) 自然界では望み得なかった地域に豊富な日照を与え、光合成を出発点とする生物の生存可能圏を拡げ、ひいては人類のためにも、温暖に近い程度の生活可能圏を与える。〔拡散光束で広域照射の場合〕

(B) 地形上有利な地域または海域を選定して、そこにミラーで制御された大量の光エネルギーを送り込むことにより、陸上ならば広大な半凍土平原を、海上ならば寒帯の広大な浅海域を、ともに工業的手段で管理された生産地帯に変えることが出来る〔平行光線。精密な照射管理。オビ・エニセイ地区の大凍土平原の農業化。ロス海域の水

産養魚。オホーツク海沿岸の海草・水産物の大規模養殖]。

(C) 地形上安全な場所を選定し、集中光束により高温度化学工業（とくに有機合成化学）を興し、人類の生活に対して将来、基本的に有用かつ必要な、大量のプラスチック製品等を生産することができる〔集束光線：場所は南極大陸。南緯 70° 以上の所。緯度が高いほど、反射光の利用効率が良くなる〕。

等のことが可能になる。このような期待のもとに、スペース・ミラーの可能性を研究したわけである。

I.2 ミラーの使い方の概要

●軌道：南緯・北緯ともに 60° 以上の高緯度地帯を照射する。従ってミラーの軌道面は、黄道面に垂直で、地軸（自転軸）の北または南に遠地点をもつ長ダ円軌道とする。遠地点の地表面からの距離は、開発当初では、安全・保安の面からあまり遠くなく、50,000 km~150,000 km 程度とし、近地点の距離（地表から）は 1,000 km 以上とする。後に付録に示すような極長ダ円軌道では、遠地点の距離は数百万キロメートル以上になり、周期も 1 年以上のものがある。開発が進んだ段階では、この極長ダ円軌道の方が、むしろ安定していて、軌道効率も著しくすぐれている。しかしこのような極長ダ円軌道のもの、どうしても無人制御にならざるを得ないので、そのための技術が進んでから実用に供されるもの、と考えるべきであろう。開発当初のものとして考えた遠地点の距離は 150,000 km 以上でも差しつかえは別に無い。しかし、この距離は安全・保守・管理の立場から見ると、秒速 12 キロメートルの有人ロケット（6 人乗りくみ程度）で、約 4.6 時間で到達

スペース・ミラー（仮称）による大量エネルギー取得の可能性

できる。10 万キロメートルなら 2.3 時間、5 万キロメートルなら 1 時間と 10 分である。この程度ならば突発事故（ミラー中核部への隕石の衝突など）にも対応できる。なお保守・管理のための有人ロケットは、ミラーを打上げることの出来るロケットがある以上、容易に出来ることである。従ってミラーの管理も遠隔無人概念でなく、有人管理的な概念になる。

●姿勢制御：ロケット噴射でなく、機械動力制御とする。燃料タンクの使い残りを、コマのように回わし、宇宙座標に対して一定の方向を保つ軸をつくり、この軸に対して反射角度を調整する。なお、軌道制御はロケット噴射によるしか方法がない。そのための燃料は、1 年に 1 回程度で補充する。

●ミラーの廃棄：ミラーの使用を停止する時は、必ず、残存器材等をまとめ、更に 2 キロメートル毎秒程度の増速を行なって、宇宙投棄すべきである（地球への落下は認められない）。

I.3 ミラーの規模、ユニット等

●ユニットの規模：ミラーの反射材は厚さ 5 ミクロン（1,000 分の 5 ミリ）のアルミニウム・フォイルを使う。この場合、ミラーの面積 $100 \text{ km} \times 100 \text{ km} = 10^{10} \text{ m}^2$ につきアルミ・フォイルの重量は 135,000 トンである。

1 基のロケットで、何トンのアルミニウムが打上げられるか。つまりロケットの規模によって、一度に展開できるミラーの面積も決まる。

試算過程では、30 万トン（打上直前の重量で大部分は燃料の重量）のロケットで、8,100 トンのアルミ・フォイルが打上げ可能と考えたが、この試算の場合 8,100 トンのアルミ・フォイルで $6 \times 10 \text{ km} \times 10 \text{ km} = 6 \times 10^8 \text{ m}^2$ の面積が展開できる。すると $\overline{100 \text{ km}^2}$ の面積は、このロケット 17 発で打上げられる。

ちなみに、 $\overline{100 \text{ km}^2}$ は日本の 1つの府県の平均面積にほぼ等しい。

原単位的な考察をつけ加えると、 $\overline{100 \text{ km}^2}$ のミラー面積が太陽光線に垂直に面していると1年に、10 kcal/gr のオイル換算で102.3 億トンに当るエネルギーが来る。

ミラーの角度が、太陽光線に対して、かつミラーが有効な位置をその軌道上で占めている時間について平均して、 45° になっているとするなら、 $102.3 \text{ 億トン} \times \frac{1}{\sqrt{2}} = 72.34 \text{ 億トン/年}$ に、軌道上の位置の効率と、受光地点(地球上)の緯度の効率・昼夜の自転による効率などを掛けたものが、有効なエネルギーとして利用されることになる。これらの効率は、受光地点の緯度が高いほど良くなる。概算で、南緯・北緯に拘らず、 60° 地点なら総合効率は36分の1くらいで、 70° 付近なら18分の1程度、そして 75° 付近なら9分の1程度になるであろう。それに鏡の表面の反射率を0.8くらいに見積って計算すると次のようになる。

受光地点の緯度	$\overline{100 \text{ km}^2}$ のミラーから受けとりうるエネルギー (石油換算 トン/年)	摘 要
60°	1.607億トン/年 (石油換算)	軌道効率=1/3; 昼夜効率1/2で計算(軌道周期は数週間程度)。極長ダ円軌道を使えば、軌道効率はよくなり、左記の数値は3倍ほどになる。
65°	2.315億トン/年 (")	
70°	3.617億トン/年 (")	
75°	4.822億トン/年 (")	
(参考) 80° (以上) (極長ダ円軌道)	56.97億トン/年 (")	軌道効率 $\approx 95\%$ (以上) 昼夜効率は1(昼夜の別なく照らし得る)とした。

なおこれに、実際の計画見積りでは、雲等に掩われる率を見込むべきかと思われる。

[註: 照射強度が強ければ、雲は蒸発させて消滅させる計算になる。しかし、開発当初では安全に見積もり、上記の表に示した値の更に1/2を、事業対象に考えればよいのではないか。]

例として、100 万キロワットの蒸気サイクル発電所を考えると、石油換算で150 万トン/年の燃料で75% 負荷率の運転が出来る。丁度それに見合う程度のスペース・ミラーの面積は、どれくらいかと言うと、前記の表の 65° の位置をとるとして、その更に1/2を雲のために控除すると、 $\overline{100 \text{ km}^2}$ の77分の1よでい。逆に言うと、30 万トンのロケット1発で、発電所約450 万キロワットが運転できることになる。燃料に換算すると約675 万トン/年の石油が得られる。序でながら、石油を4万円/トンとすると上記の燃料代は2,700 億円/年になる。

更に序でながら、30 万トンロケット1発でスペース・ミラー $6 \times 10^8 \text{ m}^2$ を打上げる全費用を仮りに2兆円と見積ると、その2兆円の投資で、年間2,700 億円相当の燃料が(数十年以上継続して)得られることになる。投資効率としても、かなり良い(安全サイドに見ても)。

II. リチウム・ロケットの可能性の検討

II-1 液体水素+液体酸素の場合との比較

第2表は、[リチウム+液体酸素+液体水素]の組み合わせ燃料を使ったロケット(これを簡単にリチウム・ロケットと呼ぶことにする)に対して、推定しうる諸性能諸元を、現在最も普通と考えられる[液体水素+液体酸素]と比較しながら示したものである。

リチウム・ロケットは、ここでは“ハイポセチカル”として提示してある。

リチウムが、ロケットの推進用燃料として使えるというような見解を示した教科書は1つもない——と思っている。つまり、リチウムは使えない、とされているのかもしれない。その

第 2 表

項 目	液体酸素 液体水素燃料	[ハイボセチカル] リチウム（微粉）燃料
燃料の組成	H ₂ 2 グラム原子 2 gr O 1 グラム原子 16 gr	Li×2 2 グラム原子 14 gr H ₂ ×2 4 グラム原子 4 gr O×3 3 グラム原子 48 gr
発生熱量	57.798 kcal/mol	2×LiOH=2×120.3 kcal 3×H ₂ O=3×57.798 kcal
1 グラム当り発生熱量	3.211 kcal/gr	6.27 kcal/gr
比推力	390[sec]	545[sec]
実効比推力	350[sec]	489[sec]
燃料排出速度	3433.5 m/s	4798.88 m/s
30 万トンに 5g（無重力加速）を与える 推力 上記の場合、1 秒間の燃料消費 〔註：1 秒間に生じる運動量の変化＝ 力〕 1 秒間の加速による重量変化の前後比 2 K/S の増速段の前後比の計算 〔註：5g の場合、2 K/S にする時間は 40.7747[秒]である〕 〔例 1〕 12 K/S の前後比 〔例 2〕 24 K/S の前後比	$3 \times 10^{11} \times 5 \times 981 = 1.4175 \times 10^{15}$ [gr·cm·s ⁻²] $\frac{1.4175 \times 10^{15} [\text{gr} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^{-2}]}{3.4335 \times 10^6 [\text{cm} \cdot \text{s}^{-1}]} = 4.2857 \times 10^9 [\text{gr/s}]$ $\frac{300,000}{295,714.3} = 1.0144927$ $(1.0144927)^{40.7747} = 1.7978$ （倍または分の 1） $(1.7978)^{12/2} = (1.7978)^6 = 33.76$ （倍または分の 1） $(1.7978)^{24/2} = (1.7978)^{12} = (33.76)^2 = 1139.7$ （倍または分の 1）	$3 \times 10^{11} \times 5 \times 981 = 1.4175 \times 10^{15}$ [gr·cm·s ⁻²] $\frac{1.4175 \times 10^{15} [\text{gr} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^{-2}]}{4,798.88 \text{ m/s}} = 3.066335 \times 10^9 [\text{gr/s}]$ $\frac{300,000}{296,933.7} = 1.010327$ $(1.010327)^{40.7747} = 1.52017$ $(1.52017)^{12/2} = (1.52017)^6 = 12.34$ （倍または分の 1） $(1.52017)^{24/2} = (1.52017)^{12} = (12.34)^2 = 152.3$ （倍または分の 1）
30 万トンに 9g を、地球重力 1g と逆 方向に与える推力 1 秒間の燃料消費（9g） 1 秒間の前後比 2 K/S の増速段の前後比 〔註：9g-1g で 2 K/S にする時間は 25.4842[秒]である〕	$3 \times 10^{11} \times 9 \times 981 = 2.6487 \times 10^{15}$ [gr·cm·s ⁻²] $\frac{2.6487 \times 10^{15}}{3.4335 \times 10^6} = 7.71428 \times 10^9$ [gr/s] $\frac{300,000}{292,285.72} = 1.026393$ $(1.026393)^{25.4842} = 1.9308$ （倍または分の 1）	$3 \times 10^{11} \times 9 \times 981 = 2.6487 \times 10^{15}$ [gr·cm·s ⁻²] $\frac{2.6487 \times 10^{15}}{4,798.88 \times 10^5} = 5.5194 \times 10^9$ [gr/s] $\frac{300,000}{294,490.6} = 1.0187082$ $(1.0187082)^{25.4842} = 1.60344$ （倍または分の 1）
複合加速 [8 K/S ₁ +4 K/S ₂] の前後比	$(1.9308)^4 \times (1.7978)^3 = 44.919$ （倍または分の 1）	$(1.60344)^4 \times (1.52017)^3 = 15.275$ （倍または分の 1）

理由は、リチウムの反応熱は高いけれども、最終生成物が Li₂O であり、これは容易な温度では“沸騰”しない筈である。一般に金属の酸化物の融点は測定されているが、沸騰点は記載されている例が少い。というのは、どこを沸点として認めるかが難しいという理由もあるらしく、実験者によって沸点の測定値は極めて広いバラツキがあるからである。極端に言えば融点を少し越せば、必ず少量にせよ、その液相の物

質に対して蒸気圧があるわけであるから、微量ながら（融点を越せば）気化しているわけである。

ロケット燃料として有効な推力を発生してもらうためには、Li₂O が気体分子としての運動をする状態に、保たれている必要がある。

私の考えでは、H₂O 分子が多量に混在しておれば、Li₂O は生成の際に恐らく液状の微粒子として、高温のロケット・エンジン空間（燃

焼室)内に存在していると思われるので、その微粒子と H_2O 蒸気分子とがエネルギー交換をし、一部の Li_2O はそのまま排出口から押し出されるであろう。この分は、たとえ微粒子のままであっても、有効な推力になる。その圧力は H_2O 蒸気を介して、 H_2O の蒸気分子がロケット・エンジンの壁を推すことになるからである。

このように微粒子のままでも有効な推力になる部分をなるべく多くするには、ロケット・エンジンの燃焼室を2段ないし3段にくびれた形にし、一番奥の室で H_2O 燃料を燃やし、次の部屋で Li と O_2 とを噴出してそこで Li_2O が生成されるようにすればよいと思われる。

最終段では更に O_2 を噴出させて、余った H_2 や Li 微粒子を完全に燃焼させる。

上記のような配置をとれば、 Li_2O の微粒子が、直接に燃焼室の壁と衝突する確率は、かなり少くなると思われる。生成された直後に大体50%が出口の方に向い、50%が燃焼室の奥の方向へ向うと考えると、それが再び半ばは H_2O 蒸気分で押し戻される。しかし他の半ばは結局燃焼室の壁にぶつかるであろう。

液状——または固体であっても——の微粒子がロケット壁に衝突すると、それは弾性衝突ではないので、反発して返る速度はゼロと見なければならぬ。気体分子ならば反発されて返る速度があるので、その分も推力の形成に算入し得る。しかし非弾性衝突では、反跳速度がゼロで、その分は推力にならない。ただ、始めに壁に向かって進んだ速度の垂直分だけが有効な推力になる。

非弾性衝突をした Li_2O は反跳速度ゼロということで、つまりは壁面(エンジン底部)に溜まる。しかし高いエネルギーを持っているの

で、結局は溜った自分自身と壁との温度を高める。その温度で再び Li_2O が蒸気の形になり得ると思われる。

Li_2O が蒸気の形になり得る温度に耐えるために、ロケット・エンジンの燃焼室の壁の内側は、超高温に耐える金属材料としてタンタル(Ta)またはタングステン(W)を使う。

Taの融点は $3,030^{\circ}C$ で、 $3,000^{\circ}C$ を僅か越す程度であるが、加工が可能な金属であるので、これが最も良いと思われる。

タングステンの融点は $3,400^{\circ}C$ で金属材料の中では最高の融点をもっている。しかし硬くて加工が困難ではあるが、ロケット・エンジンの燃焼室内壁の内張りにする程度ならば、シンプルな形を組み合わせるだけでよいから、タングstenは最良の耐熱材と言える。なお、燃焼室は内から外へ強大な圧力がかかるから、燃焼室の外側は高抗張力の特殊鋼等であればよい。内側のタングstenは(溶接などをする必要はなく)単に動かないように支持し並べてゆくだけでよい。熱に耐えることのみが任務である。

タンタルまたはタングstenは、高熱に耐えるためのものではあるが、実はロケット・エンジンの動作時間は、極めて短い。途中で燃料タンク等を捨てないでやってゆく場合でも、200秒の間、保てばよいのである。200秒保てばよい程度なら(何年間も使うのではないので)、どんな金属材料でも見つかるわけであるが、一方で Li_2O をなるべく多く蒸発させるには燃焼室の温度は高ければ高い程、良い。そのため、タンタルまたはタングstenは必須の材料と思われる。つまり他をもって替えようとは考えない方がよいのである(酸化トリウム ThO_2 の融点は $3,050^{\circ}C$ で使えそうに見えるが、焼結加工しなければならない。高価でも

Ta, W が良い)。

燃焼室の温度（壁の温度）を何度か保てば Li_2O を蒸気にすることが出来るか、という点については、 Li_2O の融点よりも更に 1,000 度高い位置すなわち 2,700°C 前後を平均温度として保ちうれば、一応満足できる程の状態（蒸気相の混在比率が多くなる）になると思われる。この意味で、タンタルの融点はそれより約 300°C の余裕があるので、一応、タンタルでも良いと判断したわけである。しかし、それよりも更に 500°C も温度を上げうるタングステンなら、蒸気相の存在率は更に高まるであろう。その意味でタングステンを使えばまずリチウム・ロケットも使いうるものになるであろうと思われる。

タンタルまたはタングステンの寿命は 200 秒で充分と言ったが、実際には燃料タンクの切り捨てを行ない、その時にロケット・エンジンも同時に捨てる。加速の 1 つの段階が継続する間だけでよいので、実は 20 秒ないし 40 秒の間、使うだけである。

なお、このように、高価な材料を使ったエンジンを捨てることに抵抗を感じる向きもあるかもしれないが、実際はリチウムの方が総額として高価になると見られるのである。エンジンの価格はリチウム燃料の数分の 1 であると見られる〔リチウムは 30 万トンのロケットの中で、約 6 万トン弱を占める。リチウム 1 gr を 10 円と見ると、約 6,000 億円になる。なお、ウランは 1 gr 10 円程度であるが、リチウムのクラーク数はウランより 15 倍多く、それだけ広く存在している。なおリチウムの価格 1 gr 10 円は、精製して微粉にした完成品と考えればよいであろう〕。

II.2 燃料タンクの設計

第 3 表は、いわゆる 30 万トンロケットの燃料タンクの、1 次試算重量等を示したものである。1 次試算という意味は、後で燃料タンクの切り捨て計算を行なうので、捨て得る重量がどれだけあるかを、先ず見るためである。そのため、最初に、概算した燃料の量（約 27 万トン）について、タンク類の設計を行なったものである。

タンク類の側壁や支持構造材料には、加速方式に応じた力が掛かる。この試算では、垂直上昇時に 9 g の加速度を与えるような推力（ラスト）を出すものとした。実際には 9 g - 1 g = 8 g で加速されるわけである。が、側壁等には 9 g が掛かるので、たとえば高さ 50 メートルの液体酸素燃料タンクでは、地上に静止しているなら底部の圧力は約 5.6 気圧にすぎないが、スタートの時 (9 g) には 50.4 気圧が掛かる。それだけタンク側壁の厚さを増しておかねばならない。そうするとタンクは重くなるが、加速度を大きくして、早く所望の速度に達する方が利益になるという計算が同表の備考欄に示してある。垂直上昇では地球の 1 g が差し引かれるので、このような計算になる。また、スペース・ミラーの打上げには垂直加速の割合が多くなる——ということも注意すべきである。

液体水素のタンクならびにリチウム（微粉）のタンクは、内容物の比重が軽いので、高く、125 メートルにしてあるが、この高さは備考欄にある通り、タンクの個数 8 個だけ直列に並べると 1,000 メートルになる。この水素タンクならびにリチウムタンクにはアルミ・フォイルが巻きつけてある。1,000 メートルのローラー 2 組を宇宙で形成してから、ゆっくり回転してゆくと、巾 1,000 メートルのアルミ・フォイル 2

第3表 Li-H₂-O₂ 燃料の場合；30万トンロケットの燃料タンクの設計計算

(加速方法 = 反重力方向 9g(8K/S) + 無重力方向 5g(4K/S))^①
 燃料のグラム比：Li：H₂：O₂ = 7：2：2：24
 実効比推力 (推定) 489
 増速過程 2K/S に対し } 5g (無重力) の時 = 1.52017
 前後比 } 9g-1g (反重力) = 1.60344
 燃料消費量 (概算) = 約 27万トン (燃料タンク切り捨てを見越す)
 液体酸素 198,469.325 トン
 液体水素 16,539.11 トン
 リチウム (微粉) 57,886.886 トン

	液体酸素 198,469.325 トン	液体水素 16,539.11 トン	リチウム (微粉) 57,886.886 トン
実質比重	1.118	0.07	0.534
実質体積	177,521.758 m ³	236,273 m ³	108,402.4 m ³
容積率 (%)	103%	103%	125%
タンク設計容量	182,847.41 m ³	243,361.19 m ³	135,503 m ³
タンクの個数	16	8	8
タンク1個の容積	11,427.96 m ³	30,420.148 m ³	16,937.875 m ³
高さ	50 m	125 m ^②	125 m ^③
直径	17.059 m	17.603 m	13.135 m
タンク最高圧力	5.59 × 9 = 50.31 気圧 ただし 1 atm = 水柱 10 m	0.875 × 9 = 7.875 気圧	5.43 × 9 = 48.06 気圧
SKD-6(190 kg/mm ²) の最大厚さ	$\frac{1}{2} \times 1706 \text{ cm} \times 50.31 \times 10^3 = 2.26 \text{ [cm]}$	$\frac{1}{2} \times 1760.3 \text{ cm} \times 7.875 \times 10^3 = 0.365 \text{ [cm]}$	$\frac{1}{2} \times 1313.5 \text{ (cm)} \times 48.06 \times 10^3 = 1.66 \text{ (cm)}$
同上設計平均厚さ	$\frac{1}{1.9 \times 10^7}$	$\frac{1}{1.9 \times 10^7}$	$\frac{1}{1.9 \times 10^7}$
タンク1個の全表面積	3136.738 m ²	7399.418 m ²	5429.109 m ²
タンク1個の殻の重量	310.725 トン	141.403 トン	395.521 トン
タンク1個の構造材・支持物等	46.609 トン	21.21 トン	59.328 トン
タンク1個当り重量	357.334	162.613 トン	454.849 トン
タンク総重量 (支持物とも)	5717.344 トン	1300.9 トン	3638.79 トン
タンク類総重量 (内部構造材・支持物含) = 10,657 トン			

- (1) ロケット構造物にかかる最大荷重は、加速度 9g の時でかつ始動時 (燃料満タンの時) である。
- (2) 反重力方向加速度を (9g-1g でなく) 5g-1g にすると、前後比は 18.76178 になる。その結果、打上げ後の残留重量は 15,990 トンになり、(9g-1g に比し)、約 3500 トン程少くなる。一方、ロケットの全構造重量は 9g-1g に耐える設計の時に比し、5g-1g ならば、仮に 5g/9g の比で全構造重量が減るとすれば、凡そ 7,500 トンだけ軽くなる。従って、打上げ加速度は 9g でなく 5g の方が、燃料タンクが軽くて済むように見えるが、燃料タンク切り捨て方式を使う場合には、タンクは重くても 9g の方がよい。
- (3) 此の高さは、それに巻きつけるアルミワイヤの巾に等しい。8個のタンクは8本のローラーとなり、125m × 8 = 1,000m を一度に伸展する。

組が展開できる。展開の速度は凡そ、10 cm 毎秒である。従って、6×10 km×10 km の面積を全部展開するには、約 35 時間かかるが、折り返し動作等があり、作業員の交替と休養を含め、実際は約 4 日かかる。次いでミラー全部を組み立てるのに 1～2 週間かかる。〔註：重量物の移動速度を早くすると、加速・減速のたびに多量の燃料が要る。従って、すべての重量器材は、低速度で動かす。〕更にテストのため 2 週間を見ると、全部で 4～5 週間で、一応打上げは完了する。なおこれらの作業を遂行する乗組員は、60 人程度を見込

んである。

60 人の乗員が帰還する ロケットは、ミラーを出発する時の重量 587 トン（燃料とも）で、地表では“ウォーター・ケビン”を使って 9g でも安全に軟着陸するように計算してある。着陸の最終重量は 30 トン（1 人当り 0.5 トン）である。なお、宇宙滞在が長くなっても大丈夫な程度の設備は、充分持って上っている。

II. 3 燃料タンク等の切り捨て方式の計算

第 4 表は、30 万トン〔打上台の上の初期重量の総計〕のリチウム・ロケットを、スペース・

第 4 表 30 万トン Li-ロケット〔スペース・ミラー用〕
燃料タンク切捨て方式の計算

〔総合加速方式： $8K/S_{\perp} + 4K/S_{\parallel}$ とし、 $8K/S_{\perp}$ に対し、 $2K/S_{\parallel}$ 毎に 4 回燃料タンク切り捨てを行なう。ロケット全体の支持構造は“中抜き方式”とする。〕

最初の $2K/S_{\perp}$ の前後比 = 1.60344 ⇒ 残留重量 = 187,097.74 トン
燃料消費量 = 112,902.26 トン
≈ 40% of total fuel

タンク類	10,657 トン	切り捨てうる = 15,457 トン × 0.4
ロケットエンジン	<u>4,800 トン</u>	タンク等の重量 = 6,183 トン
計	15,457 トン	(ロケット・エンジンとも)

第 1 回切り捨て後の重量 = 180,914.74 トン

第 2 回目の $2K/S_{\perp}$ の前後比 = 1.60344 ⇒ 残留重量 = 112,829.13 トン
燃料消費量 = 68085.6 トン
≈ 24% of total fuel.
切り捨てうる
タンク等の重量 = 3709.68 トン

第 2 回切り捨て後の重量 = 109,119.45 トン

第 3 回目の $2K/S_{\perp}$ の前後比 = 1.60344 ⇒ 残留重量 = 68,053.34 トン
燃料消費量 = 41066.11 トン
≈ 14.55% of total fuel.
切り捨てうる
タンク等の重量 = 2,249 トン

第 3 回切り捨て後の重量 = 65804.35 トン

第 4 回目の $2K/S_{\perp}$ の前後比 = 1.60344 ⇒ 残留重量 = 41039.48 トン
燃料消費量 = 24764.87 トン
≈ 8.77% of total fuel.
切り捨てうる
タンク等の重量 = 1355.58 トン

第 4 回切り捨て後の重量 = 39683.9 トン

$4K/S_{\parallel}$ の前後比 = $(1.52017)^2 = 2.3109$ ⇒ (最終) 残留重量 = 17172.5 トン
燃料消費 = 22511.4 トン

内訳	残留燃料タンク重量	1959.74 トン	(15212.76)
	構造材料等	3200 トン	(12012.76)
	機器・器材等	1697.86 トン	(10314.9)
	帰還ロケット(水とも)	587 トン (60人)	(9727.9)
	アルミフェイル	8100 トン	(1627.9)
	同上棒材等	1620 トン	(7.9)
	食糧等	7.9 トン	(0)

ミラー打上げ用として使った場合、燃料タンク等を切り捨てながら上ってゆく方法を、計算したものである。

以上のような計算の結果、結局打ち上げ過程のトータル燃料消費は、

8 K/S まで垂直加速の分	}	第1段	112,902.26トン
		第2段	68,085.6
		第3段	41,066.11
		第4段	24,764.87
4 K/S 水平方向加速の分		22,511.4
		合計	269,330.24トン

となり、また捨てたタンク類の重量を合計すると、13,497.26 トンとなる。この2つを引いたのが最終（打上過程での）残留重量 17,172.5 トンである。3者を合計すると最初の 30 万トンになる。

さて宇宙に上り得た 17,172.5 トンの中から、8,100 トンのアルミ・フォイル重量をヒネリ出し得ればよいわけであるが、その内訳は第4表最終欄に示した通りである。この内訳のうち枠材等 1,620 トンはミラーの枠材と抗張線等で、極力軽くて抗張力の強い材料を使う。同じく残留重量の中で、残留燃料タンク 1,959.74 トンはアルミフォイルのローラーとなったものであるが、ミラーの要所に取りつけるジャイロの回転体に使用する。構造材料等 3,200 トンとあるのは最初からロケット中央部にあった人員や資材等を収容した円筒の居住空間であったわけである。ミラーの中央部にとりつけて、中央制御室にする。機器・器材等 1,697.86 トンとあるのは、小型の宇宙作業ロケット 12 台（2人乗り）とか予備燃料を含んでいる。帰還ロケットは既に説明した通りであり、食糧等は 7.9 トンある。

以上のうち、最後の2つの帰還ロケットと食糧とを除いたものが、ミラーの全体構造となって全部宇宙に残る。

$$\begin{aligned} \text{ミラー構造全重量} &= 16,577.6 \text{トン} \\ \text{(内)} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{アルミフォイル} = 8,100 \text{トン} \\ \text{その他} = 8,477.6 \text{トン} \end{array} \right. \end{aligned}$$

即ち、30万トンロケット1発で結局 16,577.6 トンが宇宙に残ったわけである。これをスペース・ミラー用に使えば、8,100 トンのアルミ・フォイルを目的として、それで $6 \times 10 \text{ km} \times 10 \text{ km}$ のミラーが出来、更にそれによって既述したような数億トン（石油換算）/年のエネルギーを地表に送ることが出来る。

このロケットを何か他の目的に使うことを検討する場合には、そのペイロードを、30万トン（初期重量）につき 8,100 トンと見るのではなく、その約2倍の 16,577 トンの方で見積るべきである〔使用済み水素燃料タンク、リチウムタンク等は、殆んどそのまま宇宙居住空間に使用できる〕。

結論：以上の試算で得た諸数値から、各種の経済的原単位諸量を導き出すことは可能ではあるが、ここでは技術予測として、それら原単位諸量を算出する基礎を、検討したものとしておくに止める。未来シナリオの作成等のためには、この検討は有用であったと思われる。実際にスペース・ミラーを開発するには、ミラーよりも打上げロケットの方を開発しなければならない。リチウム微粉燃料の開発、タンタルまたはタングステン材料の開発が重要である。次に各種の高抗張力材料の開発がこのミラー・システムを大いに助けることになるであろう。

付録 周期1年以上の長ダ円軌道（焦点は地球）の諸数値

周期 (Period) [年]	1	2	3	5	10	20
周期 (Period) T [10 ⁷ sec]	3.1536	6.3072	12.4608	15.7680	31.536	63.072
通径 l [km] (fixed) の 1/2 [km]	15,000	15,000	15,000	15,000	15,000	15,000
離心率 e	0.996518076	0.99780778	0.998327457	0.998810476	0.999250812	0.9995281
近地点の ρ [km]	7,513.08	7508.230	7506.277	7504.463	7502.810	7501.770
近地点の速度 [k/s]	10.29325	10.29985	10.30253	10.305026	10.307296	10.308726
遠地点の ρ [km]	4,307,963	6,398,794	8,968,381	12,610,009	20,021,680	31,786,846
遠地点の速度 (周方向) [k/s]	0.017951	0.012085	0.008622	0.006132	0.003862	0.002239
長半径 a [km]						
短半径 b [km]						
± 1° を動く時間 (遠地点より) [年]	0.25826	0.64120	1.08724	2.10320	5.08401	12.05680
± 2° " " ["]	0.47790	1.14172	1.89072	3.48260	7.83757	17.12764
± 3° " " ["]	0.64222	1.17000	2.35394	4.19991	8.98926	18.80072
± 4° " " ["]	0.75569	1.66905	2.61554	4.55190	9.47550	19.41457
± 5° " " ["]	0.83117	1.78543	2.76038	4.73202	9.70050	19.67705
± 6° " " ["]	0.89698	1.85612	2.84342	4.82969	9.81517	19.80584
± 7° " " ["]	0.91518	1.90004	2.89319	4.88602	9.87870	19.87326
± 8° " " ["]	0.93664	1.92826	2.92436	4.92037	9.91640	19.91372
± 9° " " ["]	0.95220	1.95702	2.94468	4.94234	9.94005	19.93852
± 10° " " ["]	0.96320	1.95986	2.95842	4.95998	9.95560	19.95467

〔備考〕 この表は通径の長さを 15,000 キロメートルにした場合の数例を示す。この場合、近地点の地球中心からの距離は、ほぼ 15,000 km の半分すなわち 7,500 キロメートルよりも少し多くなる (7,500 キロメートルに丁度等しければ、パラボラ軌道になる)。近地点の半径 ρ から、地球の半径 6,380 km を引けば、近地点の地上高さとなる。この地上高が 1,000 km よりも多くなるように、15,000 km が選んである。長ダ円軌道における軌道物体の著しい偏在性 (長軸方向に存在する時点の偏在性) がこの表から明らかになる。

例えば周期 20 年の場合、軌道物体 (スペース・ミラー) が、頂点 (遠地点) の左右角度にして 5° (角度はば 10°) の間に居る時間は 19.677 年で、これは全周期 (20 年) の実に 98% 以上に当たる。

従って、極長ダ円軌道に打上げたスペース・ミラーは、実質上、長軸の方向に殆んど安定に浮んでいるに等しい。

(たかはし みのる)
経済研究所