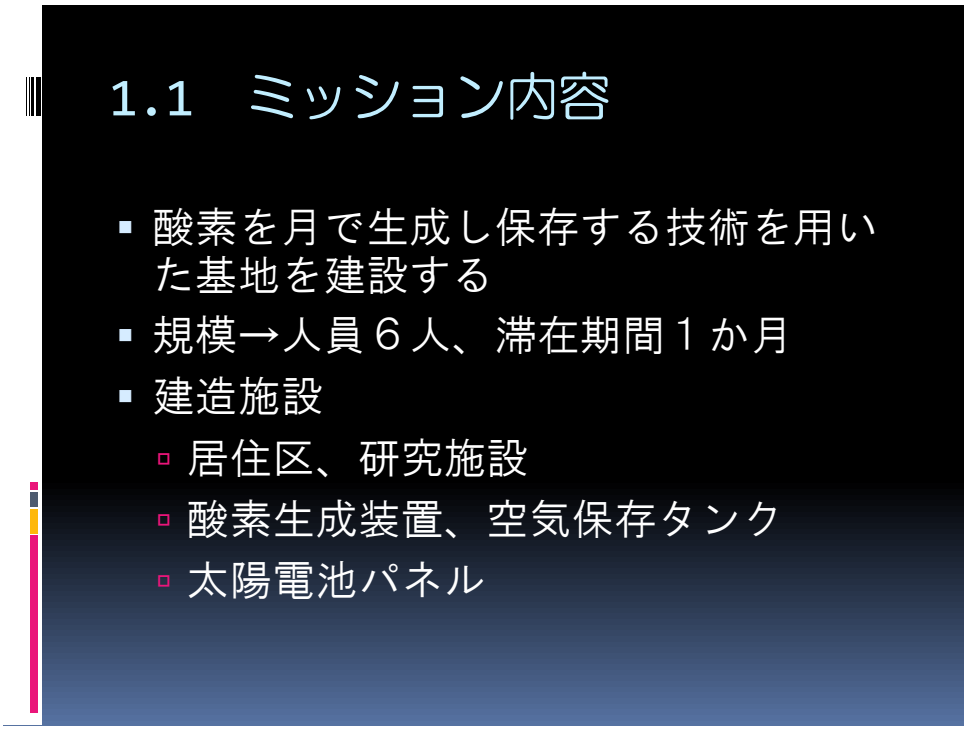
TEAM　萩原

- 萩原裕介
- 藤橋幸太
- 工藤佑允
- 園田雅樹

月面空気保存ミッション

目次

1. ミッション計画
   1. ミッション内容
   2. 要素技術
   3. 輸送資材
   4. ミッションスケジュール
2. 軌道計画
   1. 使用ロケット、エンジン
   2. 軌道と必要増速量
   3. 必要推進薬量
   4. ロケットの打ち上げ能力の検証
3. 電力の検討
4. WBSと開発スケジュール
   1. WBS
   2. 開発スケジュール

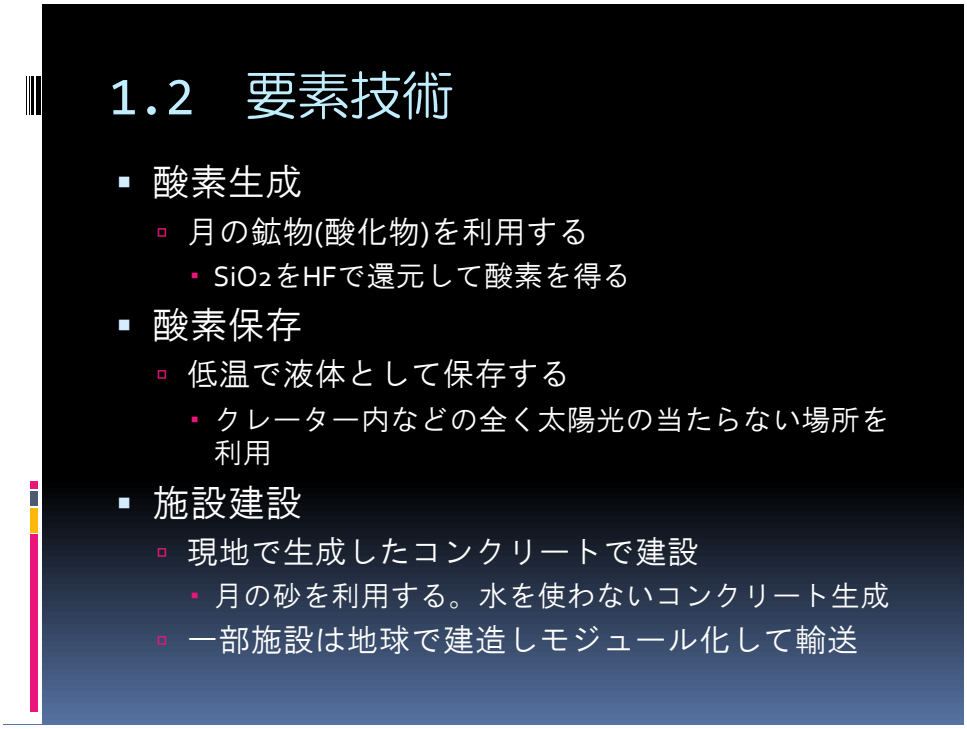


ミッション

もはや月は科学や技術の研究において、人類の重要な拠点となることは明らかであろう。しかし、地球から月へ物資を運ぶことは膨大なコストを要する。将来、人類が月に居住し長期に渡り暮らして行くためには、酸素をはじめとする空気や水の現地生産、長期保存が必要不可欠となってくる。我が萩原班では、この酸素を月で生成し保存していく技術についてのミッションを考えた。

月での建造物

居住区、研究スペース、



酸素生成

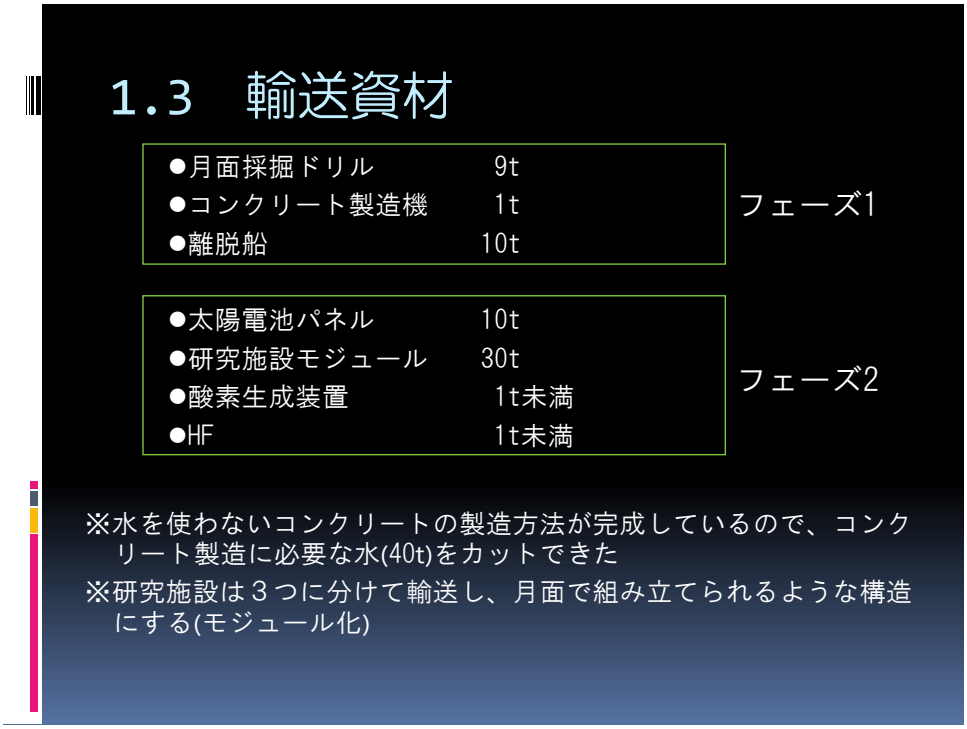
地球から酸素を持っていくのは非効率であるので月の鉱物を利用する。月の鉱物には、単斜輝石、斜方輝石、斜長石、カンラン石といった酸素を含む酸化物が多く存在している。月面を掘削し鉱物を採取しそれを用いて化学プロセスを経て酸素を作り出す。この化学プロセスについては現在研究が進められている。

酸素保存

管理・保存を考えると酸素は液体として保存した方が都合が良い。月の極付近にあるクレーターの中ではまったく太陽光が当たらない場所があり酸素を容易に液化することができる。これを利用し酸素を液体として保存する。

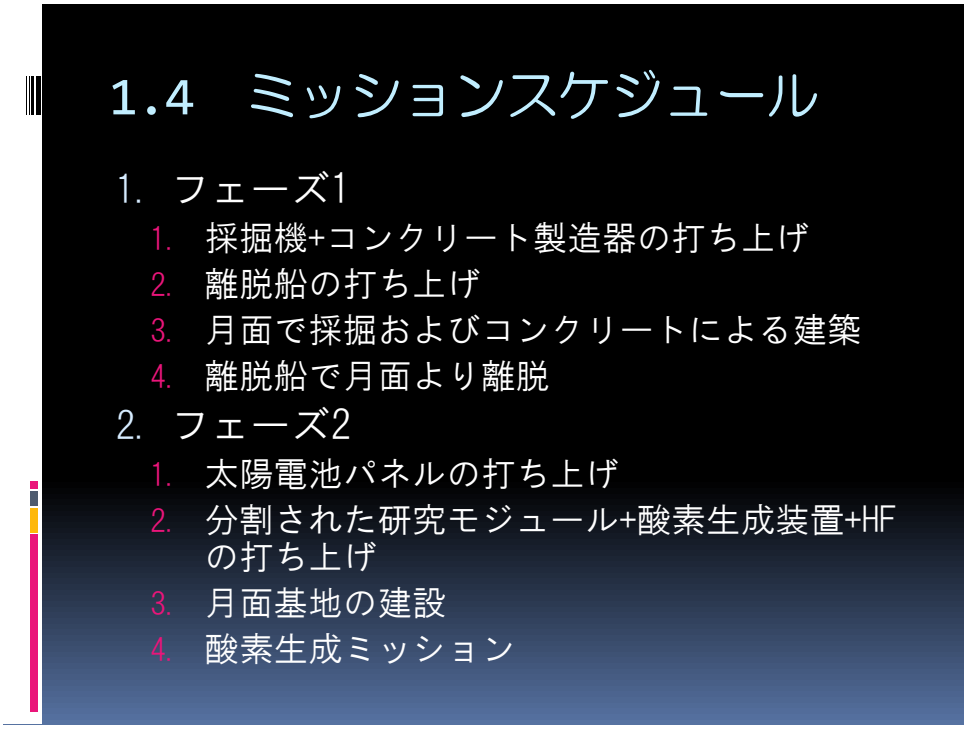
居住・研究施設

酸素を生成する途中で掘削した鉱物を使ってコンクリートも作る。月でコンクリートを生成するために水を使わない方法が既に研究されている。この技術を用いることにより水に要するコストをなくすことができ大幅にコストダウンすることができる。

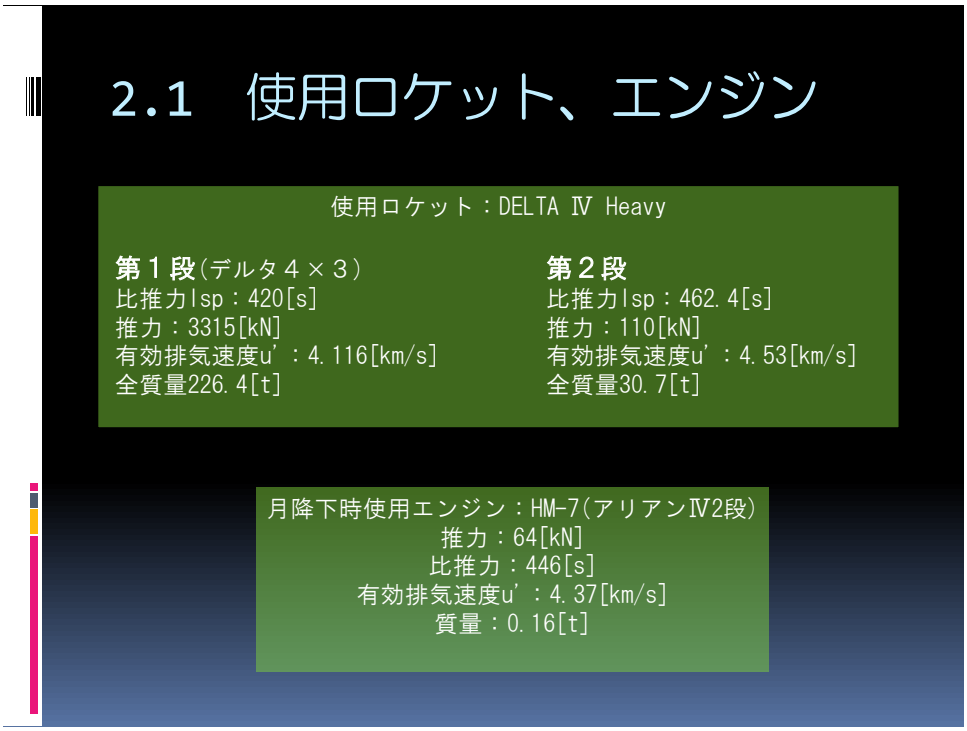


内訳
打ち上げは2つのフェーズに分けて行う。
〈フェーズ1〉
月面掘削ドリル、コンクリート製造機、離脱船
〈フェーズ2〉
太陽電池パネル、モジュール、フッ化水素（酸素生成時に必要）、酸素生成装置

※ドリルとコンクリート製造機は一緒に打ち上げる。また、研究モジュールは3つに分け、その内の一つに酸素生成装置、さらにもう一つにHFを組み込み同時に打ち上げる。よって打ち上げ回数は全部で6回、各打ち上げでのペイロード質量は全て10tとなる



ミッションスケジュール
上の過程で作業をすすめる



打ち上げに用いるロケットは現存するもので最大の打ち上げ能力を持つDELTA　4　HEAVYを選んだ。DELTA　4　HEAVYの第1段はデルタ4×3で構成されている。

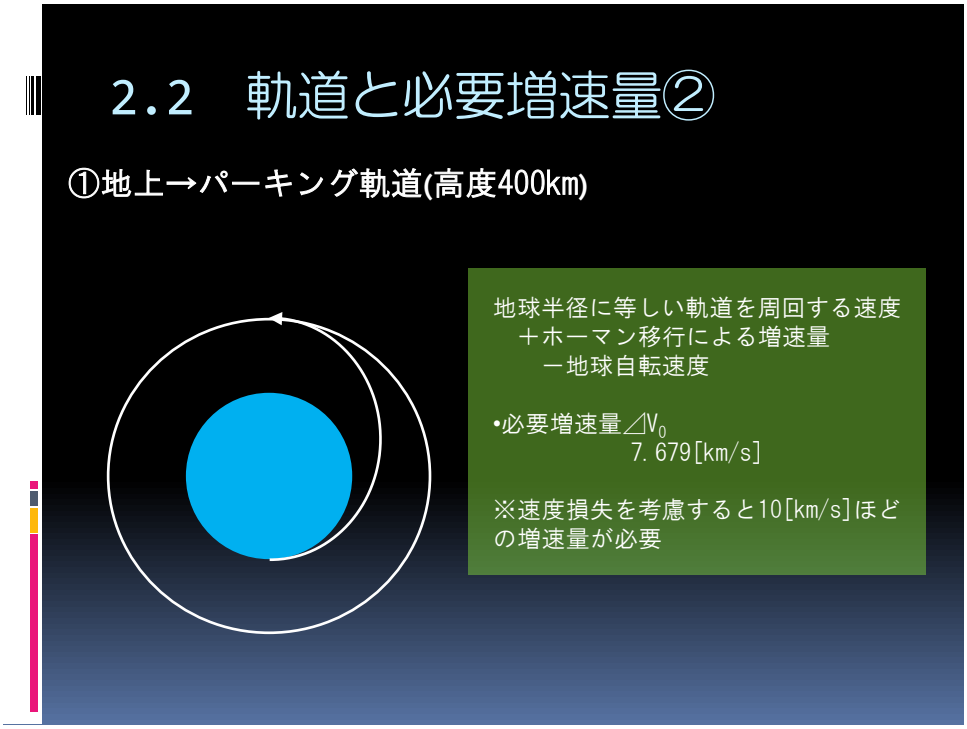
また、月周回軌道突入および月着陸時に使用するエンジンには当初は授業のプリントでいただいたRD858を使用するつもりであったが、製造時期が古く、性能もあまりよくないと判断し、現在使用されているエンジンで軽量かつ比推力の高いものということで、アリアンⅣの第2段に使用されているHM-7を用いることとした。（エンジンのみ使用、アリアンⅣ第2段を使用するわけではない）

2.2　軌道と必要増速量①

- 使用パラメータ

地球-月 距離	D(km)	384440
月半径	Rm(km)	1738
月公転周期	T(s)	2360584.512
月作用圏	Rs(km)	58381.70643
月自転角速度	Vm1(rad/s)	2.66171E-06
	(deg/day)	13.17639756
月公転速度	Vm2(km/s)	1.0232668
	μ m2(km3/s2)	4903.395
地球半径	Re(km)	6378.142
重力定数	μ e(km3/s2)	398650
地球自転速度	Ve(km/s)	0.463831575

軌道計算に用いた各定数は上図のとおりである。なお、輸送計画においてすべての打ち上げでペイロード質量は10tと等しくなっているので、すべての打ち上げを以下に示す軌道計画で行うこととする。



地上から高度400kmのパーキング軌道に投入する。パーキング軌道まではロケットの第1段のみを用いる。

このときの必要増速量⊿V_0は地表で地球半径に等しい軌道に投入し、その後パーキング軌道にホーマン移行で投入し、地球の自転分の速度を引くと考えると、

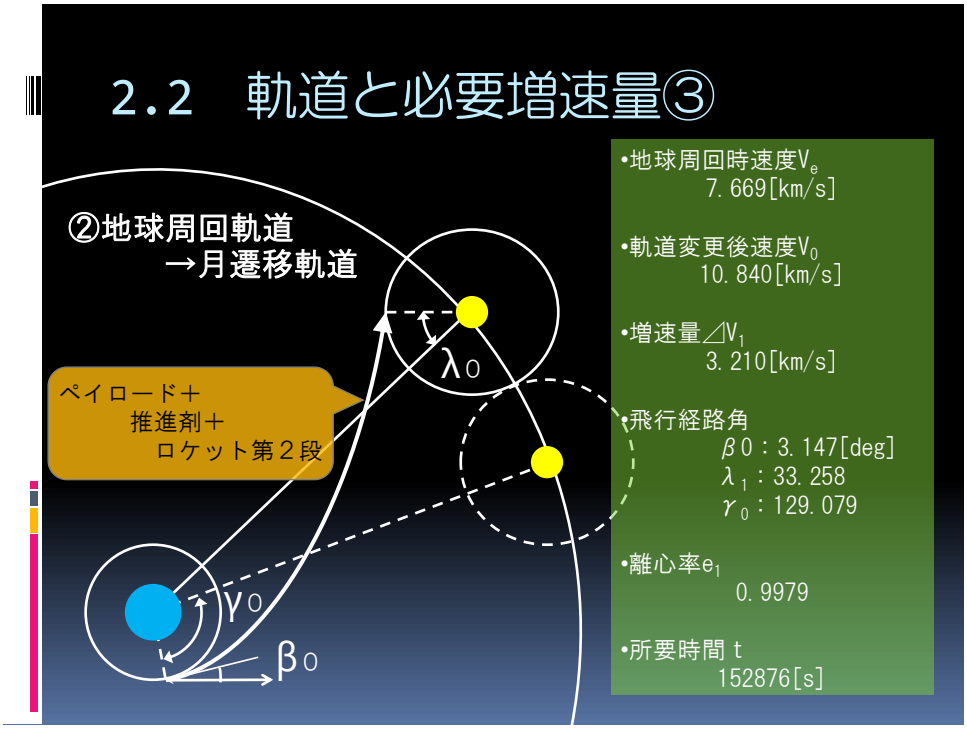
$$\Delta v_0 = \sqrt{\frac{\mu_e}{R_e}} + \sqrt{\frac{\mu_e}{R_e}}\left(\sqrt{\frac{2\cdot r_0}{R_e + r_0}} - 1\right) + \sqrt{\frac{\mu_e}{R_e}}\left(1 - \sqrt{\frac{2\cdot R_0}{R_e + r_0}}\right) - V_e$$

$$= \sqrt{\frac{398650}{6378.142}} + \sqrt{\frac{398650}{6378.142}}\left(\sqrt{\frac{2\cdot 6778.142}{6378.142 + 6778.142}} - 1\right)$$

$$+ \sqrt{\frac{398650}{6378.142}}\left(1 - \sqrt{\frac{2\cdot 6378.142}{6378.142 + 6778.142}}\right) - 0.463831575$$

$$\therefore \Delta v_0 = 7.679[\mathrm{km/s}]$$

となった。ただし、重力損失や抗力損失があるので実際には10[km/s]程度の増速量が必要であると考えられる。



高度 400km の地球周回軌道から月遷移軌道へと軌道変更する。

地球周回軌道での速度は,

$$V_{ce} = \sqrt{\frac{\mu_e}{R_e}} = \sqrt{\frac{398650}{6378.142}} = 7.669[\mathrm{km/s}]$$

軌道変更時のパラメータは,

$$\begin{cases} \beta_0 = 3.147[\mathrm{deg}] \\ \gamma_0 = 129.079[\mathrm{deg}] \\ V_0 = 10.840[\mathrm{km/s}] \end{cases}$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{V_0^2 + V_{ce}^2 - 2V_0V_e\cos\beta_0} = \sqrt{10.840^2 + 7.669^2 - 2 \times 10.840 \times 7.669 \times 0.998}$$

$$= 3.210[\mathrm{km/s}]$$

である．遷移軌道の半直弦，離心率，長半径は以下のとおりである．ただし，$r_0 = R_e + 400 = 6778[\mathrm{km}]$である．

$$p = \frac{1}{\mu_e} r_0^2 v_0^2 \cos^2\beta_0 = \frac{1}{398650} \times 6778^2 \times 10.840^2 \times 0.998^2 = 13501[\mathrm{km}]$$

$$e = \sqrt{1 + \frac{1}{\mu_e}\left(V_0^2 - \frac{2\mu_e}{r_0}\right) r_0 V_0 \cos^2\beta_0}$$

$$= \sqrt{1 + \frac{1}{398650}\left(10.840^2 - \frac{2 \times 398650}{6778}\right) 6778 \times 10.840 \times 0.998^2} = 0.9979$$

$$a = \frac{p}{1 - e^2} = \frac{13501}{1 - 0.9979^2} = 3254148[\mathrm{km}]$$

月作用圏到達時の速度は

$$V_1 = \sqrt{\mu_e\left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a}\right)} = \sqrt{398650\left(\frac{2}{337144} - \frac{1}{3254148}\right)} = 1.497[\mathrm{km/s}]$$

ただしr_1は宇宙機の地球からの距離で,

$$r_1 = \sqrt{D^2 + R_s^2 - 2DR_s\cos\lambda_1} = \sqrt{384440^2 + 58382^2 - 2 \times 384440 \times 58382 \times 0.836}$$

$$= 337144[\mathrm{km}]$$

$$\lambda_1 = 33.258[\mathrm{deg}]$$

である.

遷移軌道から月作用圏内軌道に移行し、さらに高度300kmの月周回軌道に軌道変更する。

月作用圏に到達したときの機体速度は月から見ると,

$$V_2 = \sqrt{V_1^2 + V_m^2 - 2V_1V_m\cos\lambda_1} = \sqrt{1.497^2 + 1.023^2 - 2 \times 1.497 \times 1.023 \times 0.836}$$
$$= 1.856[\mathrm{km/s}]$$

である。作用圏内での軌道は,

$$\gamma_1 = \sin^{-1}\left(R_s\sin\lambda_1/r_1\right) = 5.449[\mathrm{deg}]$$

$$\beta_1 = \cos^{-1}\frac{r_0V_0}{r_1V_1}\cos\beta_0 = 98.368$$

$$\varepsilon = \sin^{-1}\frac{1}{V_2}\left\{V_1\cos\left(\lambda_1 + \gamma_1 - \beta_1\right) - V_m\cos\lambda_1\right\} = 3.066[\mathrm{deg}]$$

となるので, 衝突パラメータ, 離心率は

$$b = R_s\sin\varepsilon = 58382 \times 0.0535 = 3122.76[\mathrm{km}]$$

$$e = \sqrt{1 + \frac{1}{\mu_m}\left(V_2^2 - \frac{2\mu_m}{R_s}\right)R_sV_2\cos^2(\varepsilon - 90°)}$$

$$= \sqrt{1 + \frac{1}{4903.4}\left(1.856^2 - \frac{2 \times 4903.4}{58382}\right)58382 \times 1.856 \times 0.0535^2} = 2.362$$

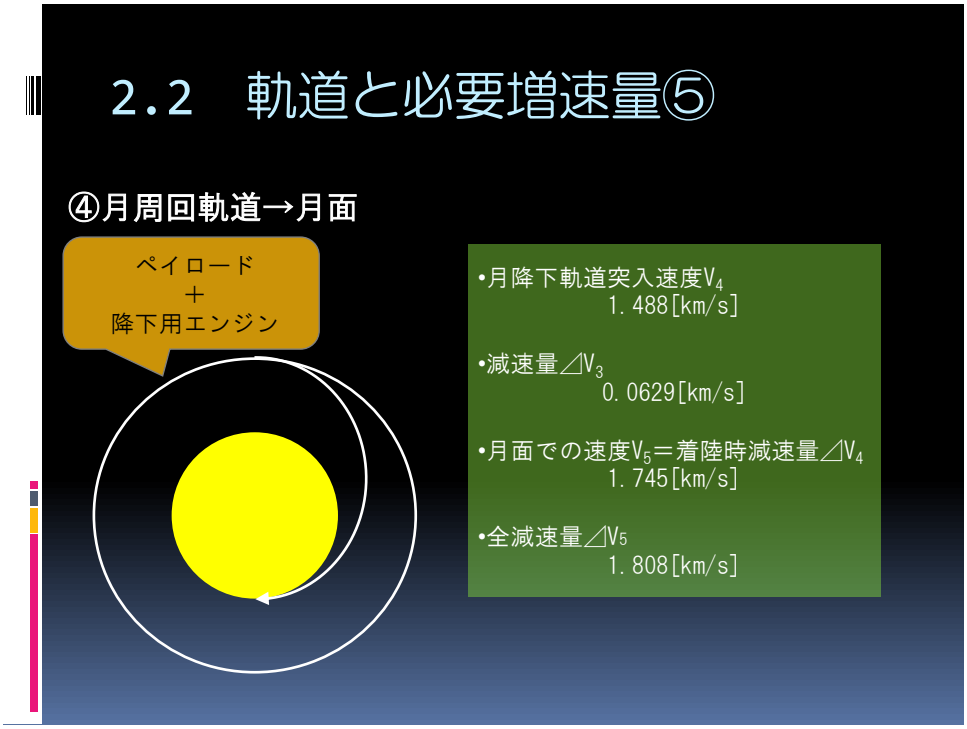
月面からの高度が300kmに達したときに減速して月周回軌道に入る。軌道変更前の速度は

$$V_3 = \frac{bV_2}{r_p} = 3122.76 \times \frac{1.856}{2038} = 2.844[\mathrm{km/s}]$$

であり、月周回速度はVol=1.551[km/s]である。よって減速量は

$$\Delta V_2 = V_3 - V_{ol} = 2.844 - 1.551 = 1.293[\mathrm{km/s}]$$

となった。



月周回軌道から月面着陸に移行する。

月周回軌道から月面を周回する軌道へとホーマン移行することを考える。遷移軌道突入の際の速度は、

$$v_4 = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_m \cdot R_m}{r_p\left(r_p + R_m\right)}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4903.395 \cdot 1738}{2038(2038 + 1738)}} = 1.4882[\mathrm{km/s}]$$

$$\Delta V_3 = V_{ol} - V_4 = 1.5511 - 1.4882 = 0.0629[\mathrm{km/s}]$$

となる。月半径に等しい軌道へ突入する際の機体速度は、

$$V_6 = \Delta V_4 = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu_m \cdot r_p}{R_m\left(r_p + R_m\right)}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4903.395 \cdot 2038}{1738(2038 + 1738)}} = 1.745[\mathrm{km/s}]$$

であり、最終的な減速量は、

$$\Delta V_5 = \Delta V_3 + \Delta V_4 = 1.8079[\mathrm{km/s}]$$

となる。

2.3　必要推進剤量

		使用エンジン	増速量[km/s]	質量[t]		
				ペイロード	推進剤	total
①	打ち上げ	DELTA4-1st.×3	10	54.79	567.28	683.59
②	月遷移軌道投入	DELTA4-2nd.	3.21	24.55	25.32	54.79
③	月周回軌道投入	HM-7	1.293	16.62	5.72	24.55
④	月降下	HM-7	1.808	10	5.12	16.62

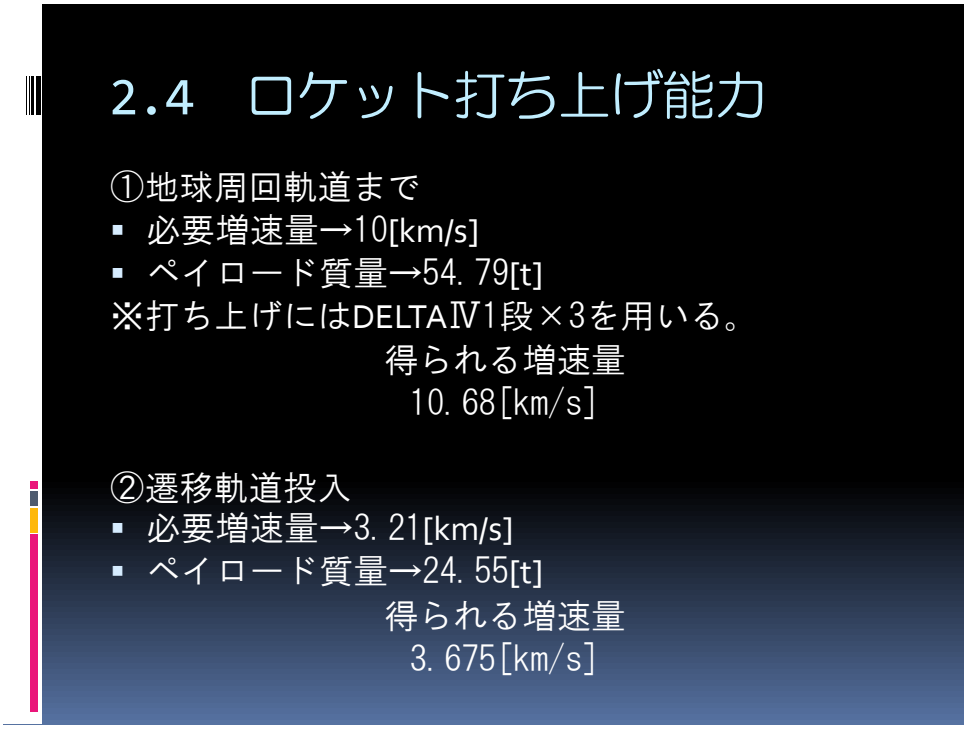
必要推進剤量を上に示す。ツィオルコフスキーの公式は、

$$\Delta V = -\mu \ln \frac{M_0}{M_f}$$

これを変形すると、

$$M_f = M_0 e^{\frac{\mu}{\Delta V}}$$

また、Mass fraction=0.91 とし、ペイロードと推進剤の和を Mass fraction で除したものを total とした。月降下時のペイロード質量を 10tとし、そこから月周回軌道投入→月遷移軌道投入→打ち上げの順に計算した。



ロケットの打ち上げ能力を確認する。ツィオルコフスキーの公式は

$$\Delta V = -\mu \ln \frac{M_0}{M_f}$$

① 地球周回軌道まで

$$\Delta V = -\mu \ln \frac{M_0}{M_f} = -4.116 \times \ln \frac{54.79}{54.79 + 226.4 \times 3} = 10.6$$

② 遷移軌道投入まで

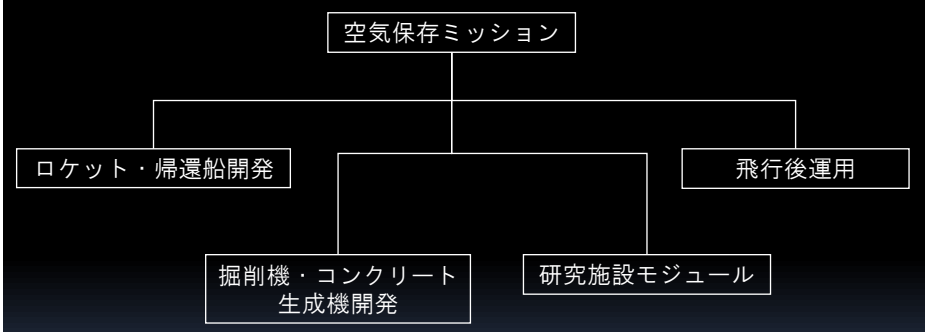
$$\Delta V = -\mu \ln \frac{M_0}{M_f} = -4.53 \times \ln \frac{24.55}{24.55 + 30.71} = 3.67$$

となり、それぞれ必要増速量を満足していることが確認できた。

電力の検討

- 比電力を30w/kgとする。太陽電池のアレイ質量を10tonとしているので電力は300kW発生できる。
- 月基地初期運用の電力を調べてみると、70kWあれば十分ということであり、月採掘や酸素精製に電力をかけたと仮定しても300kWの発生能力があれば十分月面で使うことができる。月面特有の夜が長いこと、砂ほこり、日照面の温度などを考慮したとしても余裕をもった電力を確保できると予測できる。

4.1　WBS①



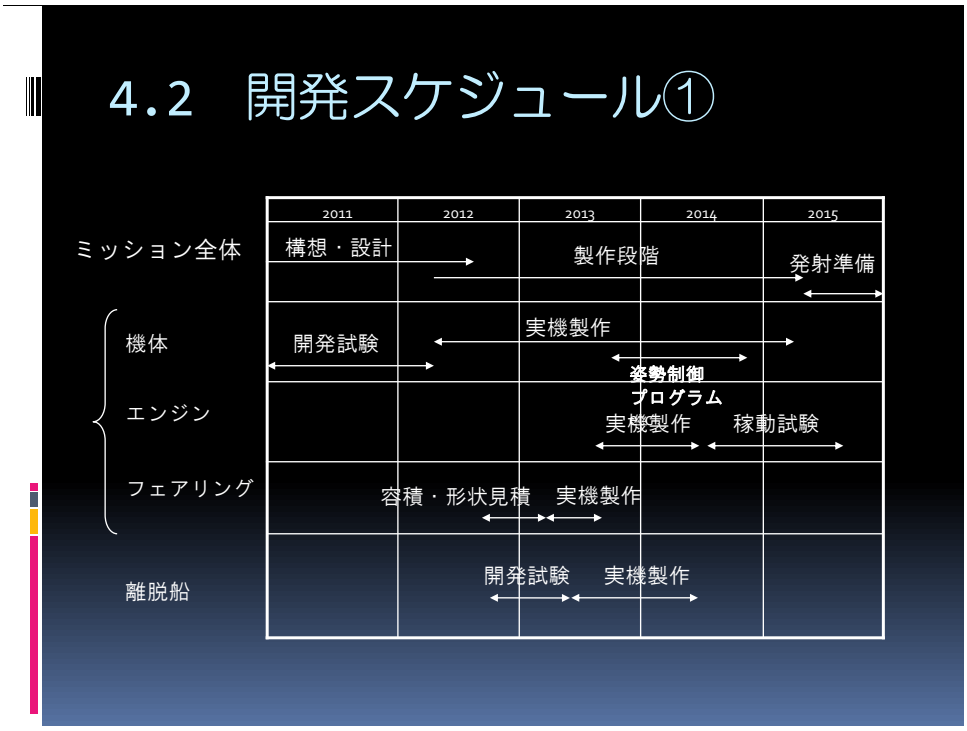
ミッションのグループは上記のように4つに分けることとする。
既存のロケットを使うということでロケット・帰還船は開発費を必要最低限に抑え込み、新規開発が求められると考えられるドリルや掘削機に多くの開発費を当てることとする。
運用グループに関してはコストがいくらかかるかというのは予測しがたいが多くの人工衛星やスペースシャトルなどの運用ノウハウが利用できることが考えられるので莫大なコストが掛かるというこ

とはない。
本来、大型ロケットでは100～200個の要素ほどに分けるということだが今回は分かりやすくするために必要最低限の分割で行った。実際に開発される場合より詳細に区分される必要がある。

ロケットは既存の機体を使うので開発に割く時間と人員は必要最低限とする。開発費＆打ち上げ代で1500億円程度→6250MY

掘削機とコンクリートは地上のものはそのまま使えるかわからないので新規開発を考える。開発費は1000億→4200MY

基本的にはISSの研究室モジュールを使う。月面用に居住区や研究施設の新規開発を行う必要がありそうなので開発費は1000億→4200MY



本ミッションは2011年から2015年にかけての5ヵ年計画で行うよう設定した。これはできるだけ既存の機材を利用することにより開発期間を短縮、コストを削減できると考えたからである。ミッション全体における大まかなスケジュールは2011～2012半ばまでを全体的な構想・設計期間に費やし、2012半ば～2015初めまでを実際の製作にあてる。2015半ば以降は発射準備にあてる。各部の開発についても基本的にはこれに沿って並行して進めることを考えている。次に各々の開発スケジュールについて説明する。

・ロケット

・機体

本ミッションではその打ち上げ能力と発射実績を評価しDelta IV heavyを使用する。

すでに多くのデータが存在するため開発試験期間の短縮が期待でき、時間の多くを実際の製作に当てる。

・エンジン

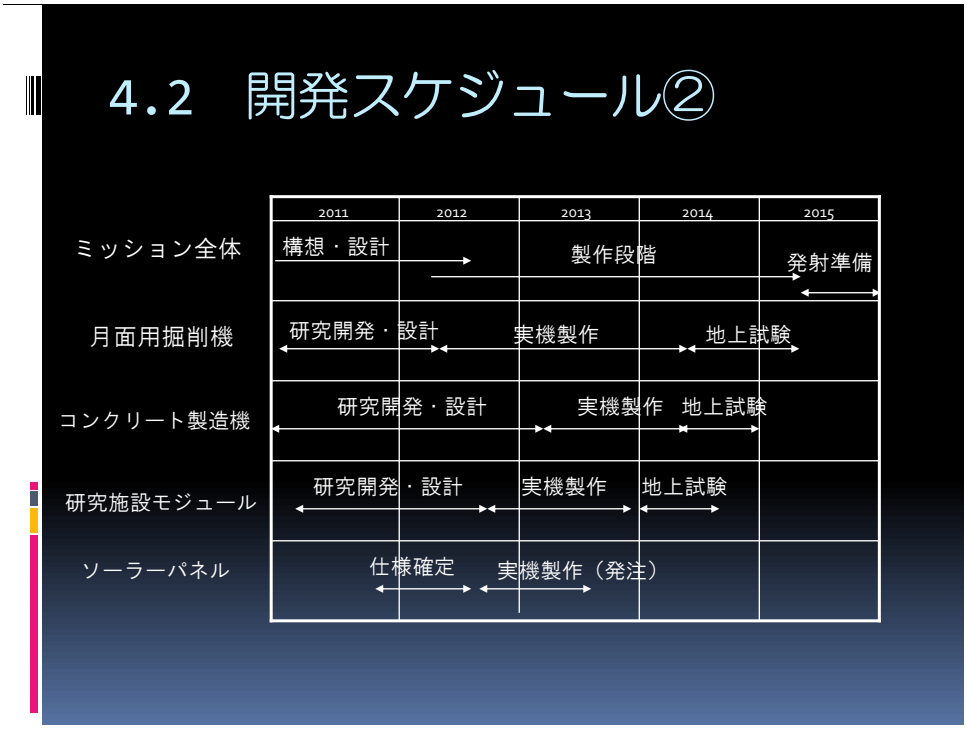
エンジンはRS-68(ロケット第１段)およびRL１OB-2(ロケット第２段)、HM-7(アリアンⅣ第２段、月着陸用)を使用する。これについても同じ理由で稼動試験に時間を割いている。

・フェアリング

構想・設計期間において輸送物資を確定後ただちに仕様を決定、製作する。フェアリング自体の設計・製作は早々に終わらせ、人員を機体製作にまわす。

・帰還船

帰還船についても蓄積されたノウハウを利用し、期間・コストの削減を図っている。



・　月面用掘削機

掘削機は本ミッションにおけるメイン機材である。新しい機械なので研究開発・設計に大きな時間を割いている。また地上において十分な試験を行う時間を確保している。

・　コンクリート製造機

掘削機に同じである。ただし、基礎研究は現在でも行われておりそのような研究期間は含まれていない。

・　研究施設モジュール

国際宇宙ステーションの研究施設用モジュールを参考に設計・製作を行う。期間・コストの短縮が可能であると考えられる。

・　ソーラーパネル

素材としてのソーラーパネルの研究は日夜続けられており、基本的には本ミッションのために「開発・研究」する必要はない。ミッションに要求される耐久性、必要量、形状などの仕様を確定した後、発注する。