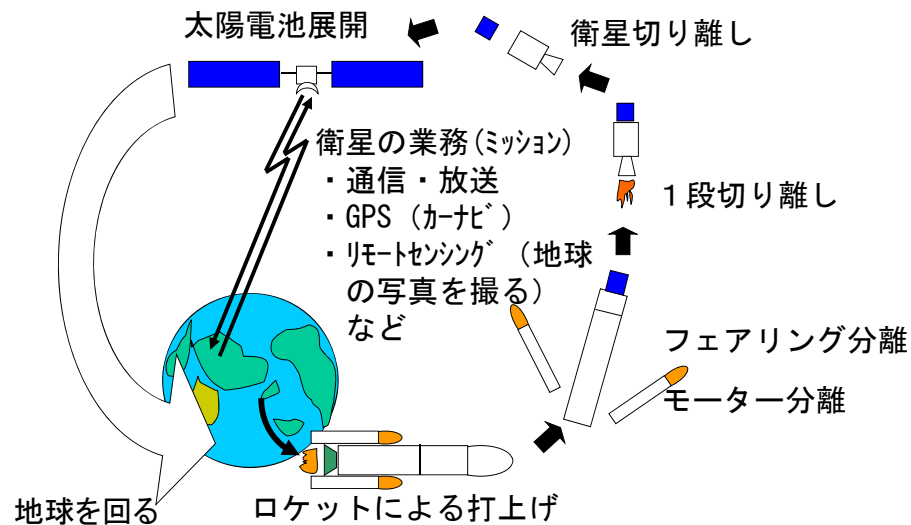


宇宙輸送システムの現状と将来

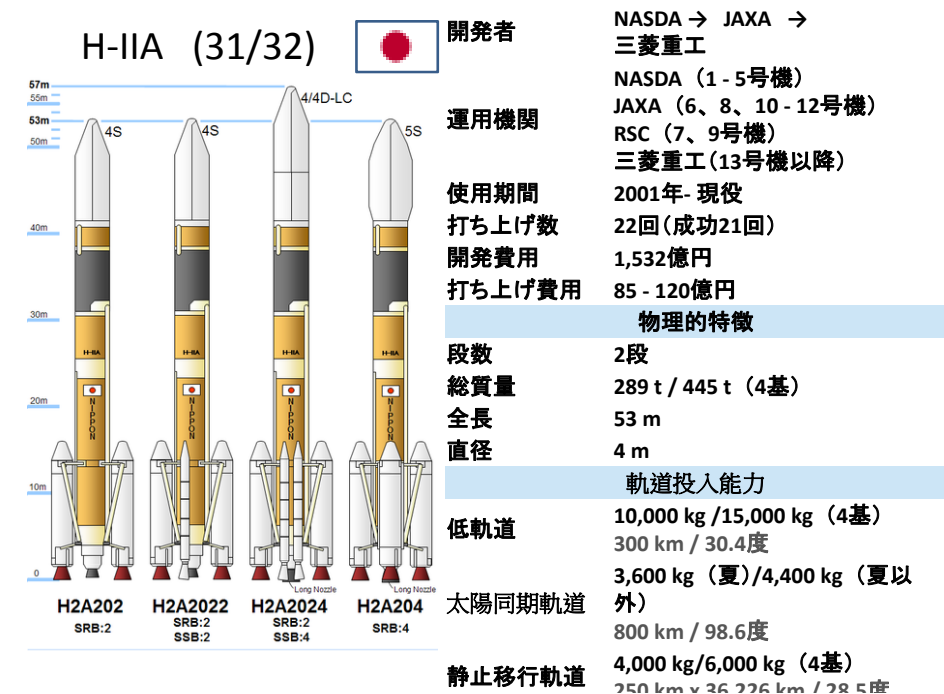
工学部航空宇宙工学科
中須賀真一



打上げから人工衛星切り離しまで

シナリオ

- 宇宙システムあれこれ
 - ロケット
 - 人工衛星 (超小型衛星など含む)
 - 深宇宙探査機
 - 有人宇宙船
 - 宇宙ステーション
- 宇宙空間の「ハイウェイ」: 軌道
- 宇宙の輸送系をシステム化する
 - OTVネットワーク
 - 惑星への輸送システムのインフラ化



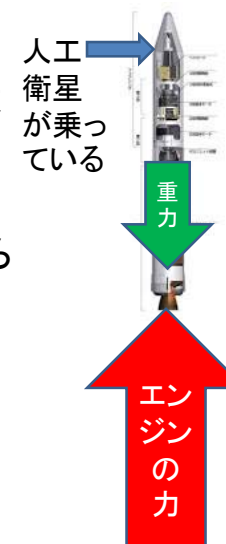
EPSIRON (Japan) 1/1



開発費用	205億円（目標）
打ち上げ費用	E-X：53億円（1号機） E-X：38億円（4号機以降） E-I：30億円以下（目標）
原型	SRB-A, M-Vロケット
公式ページ	JAXA イプシロンロケット
物理的特徴	
段数	3段（基本型） 4段（オプション）
ブースター	なし
総質量	90.8t
全長	24.4 m
直径	2.6 m
軌道投入能力	
低軌道	1,200 kg 250 km × 500 km
太陽同期軌道	450 kg 500 km × 500 km 内之浦から打ち上げた場合

ロケットエンジン推力 > 自重

- ロケット全体の重さよりも大きな力が出ないとロケットは上に飛んで行かない



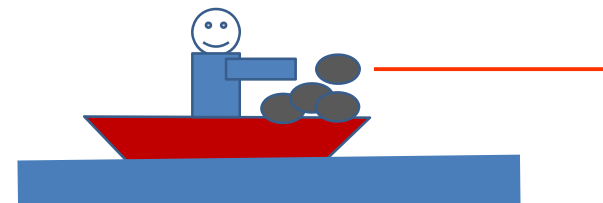
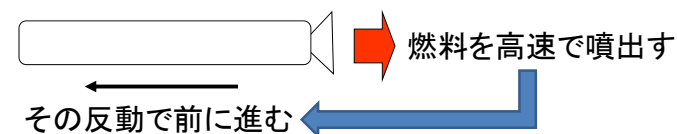
- 人工衛星の重さが重くなったらどうしますか？

- 大きなロケットエンジンにする
- ブースターを外につける
- 他にどんな方法がありますか？

エンジンをたばねる



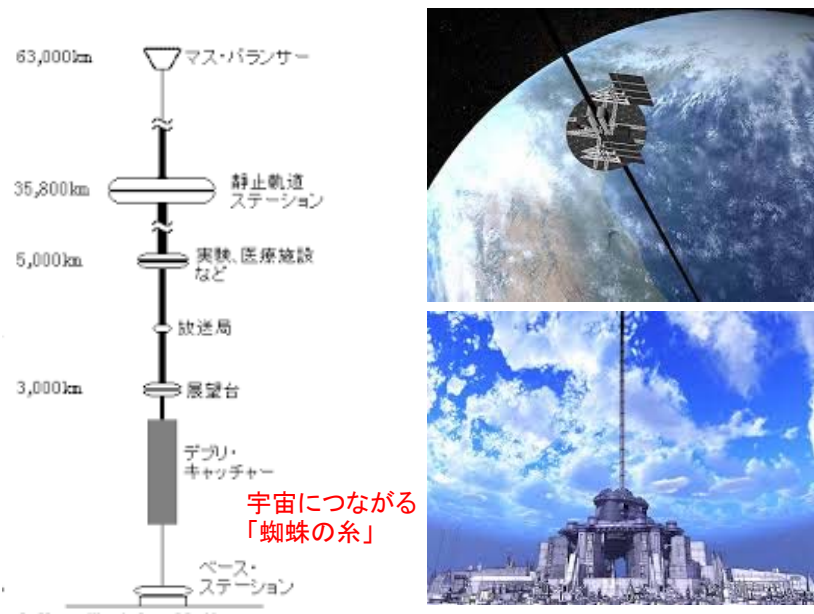
ロケットの飛ぶ原理



石を投げた反動で、船は前に進む。
より早く進むためには、①重い石を ②できるだけ早く投げた方がいい

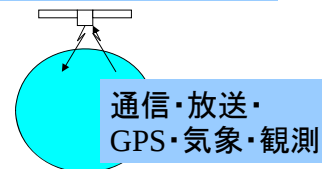
- ①燃料の量をできるだけ多くする（通常、全体の80～90%程度）
- ②エンジンの排気速度をできるだけ早くする（性能を上げる）

宇宙に行く新しい方法:軌道エレベータ

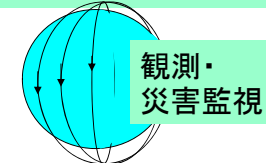


人工衛星:宇宙の特徴を利用する

①3次元的な広い視野



②広い範囲を短時間でカバー(同じ地点上を繰り返す)



③大気より上にあること

・宇宙望遠鏡、宇宙観測、太陽発電

④長時間の微小重力環境

・材料・薬品製造実験、ライフサイエンス実験

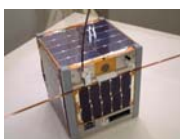
⑤調べたいものがあること

・粒子、磁気等の観測、惑星

⑥宇宙に行くこと自体が目的

・宇宙旅行、宇宙ホテル

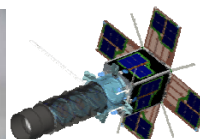
東京大学の超小型衛星プログラム(8機開発、7機打ち上げ)



世界初の1kg衛星 新規技術の宇宙成功 XI-IV(2003)



実証XI-V(2005)



8kgで30m分解能 PRISM(2009)



最先端の宇宙科学 Nano-JASMINE (打上げ待ち)



世界初の超小型深宇宙探査機 PROCYON(2014)

超低成本・短期開発の超小型衛星

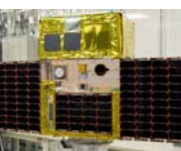
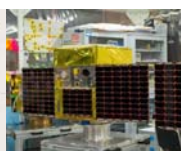
- ・宇宙工学・プロジェクトマネジメント教育題材
- ・従来にない新しい宇宙利用・ユーザの開拓
 - 地球観測・宇宙科学
 - 教育・エンタメ
 - 多数の衛星の連携運用
 - 実験・実証



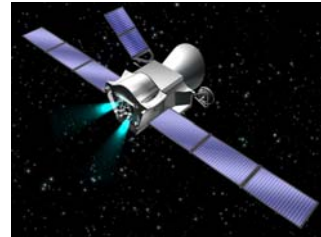
- ・宇宙科学探査の低コスト実現
- ・外国の最初の衛星の教育支援
- ・企業・県・個人等の「マイ衛星」
- ・安全・安心への貢献(インフラ)

60kg級の6m分解能リモセン衛星(3億円、2年で開発) ほどよし1号 ほどよし3号および4号(2014年打上げ)

6m分解能画像(千葉) 広域画像(スリランカ)



深宇宙探査機



月への旅

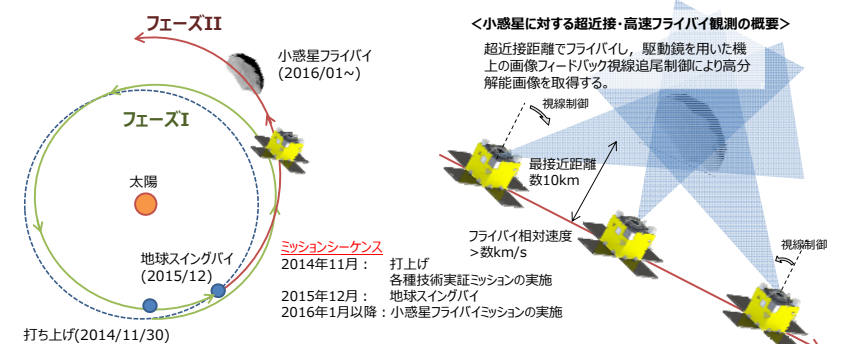
アポロ11号

1969年7月16日打ち上げ（8歳5ヶ月）

7月20日 月着陸（日本時間21日5:17am）

超小型衛星初の深宇宙探査機

OPROCYONミッション（東大・JAXA共同、2014.11打上げ予定）
（PROximate OBJect CLOse fLYby with OPTical NAVigation）



1. 50kg級超小型深宇宙探査機バス技術実証（ノミナルミッション）

- 深宇宙での発電・熱制御・姿勢制御・通信・軌道決定
- 超小型電気推進系による深宇宙での軌道操作

2. 深宇宙探査技術の実証

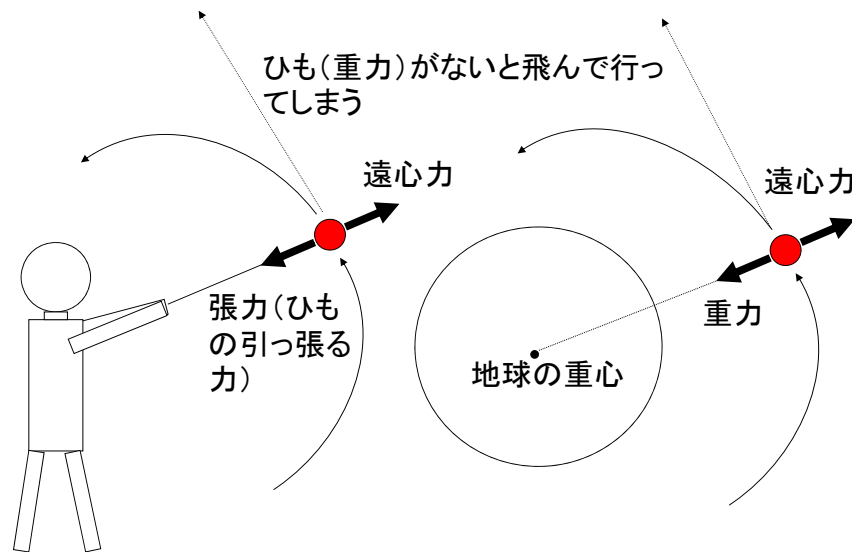
- （アドバンスなミッション：加対象ミッション）
- 窒化ガリウムを用いた高効率X帯パワーアップによる通信
 - 深宇宙での超長基線電波干渉法による航法
 - 小惑星に対する電波・光学複合フライバイ航法
 - 視線追尾制御による小惑星の超近接・高速フライバイ観測

3. サイエンス観測

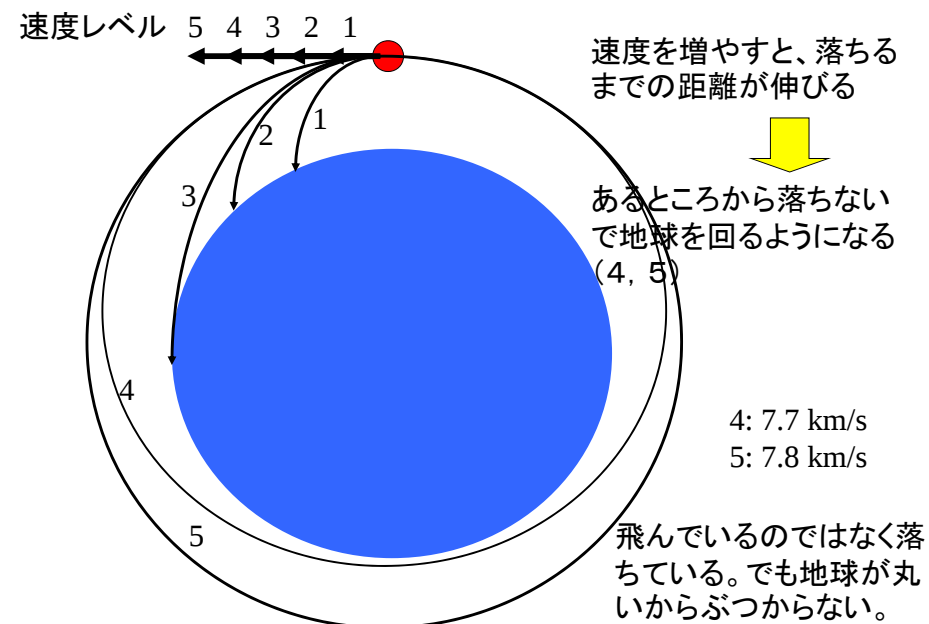
- ジオコロナ（地球コロナ）撮像

宇宙のハイウェイ＝「軌道」

- 重力場での衛星の運動（弾道飛行）
 - ほぼ「中心天体との2体問題」の解の動きをする
 - 他の天体などの重力の影響（外乱）⇒摂動
 - 大気抵抗、太陽輻射圧、地球の非対称重力ポテンシャルなどの影響で摂動
- 推力を与えないときの動きは完璧に予測可能
- （ロケットなどで）推力を与えて（軌道移行＝インターチェンジ）、次の軌道に移る。その後はまた弾道飛行（ハイウェイ）
- 弾道飛行と軌道移行を組み合わせ、望みの目標地点に行く軌道を設計し、打ち上げた後はそれを「なぞる」ように、軌道修正しながら進む



地球周回軌道－1



地球周回軌道－2

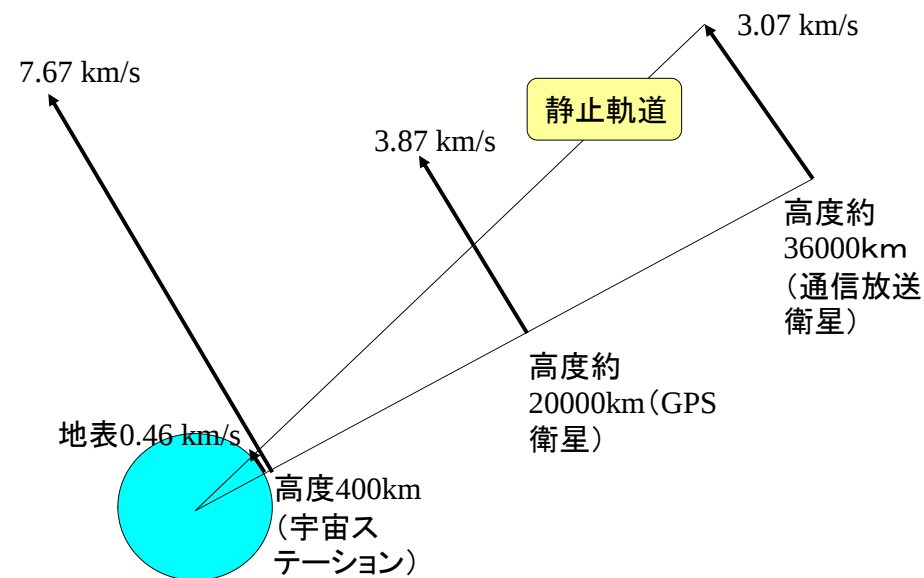
$$\text{遠心力} = \frac{\text{質量} \times \text{速度}^2}{\text{軌道半径}} \quad \text{重力} = \frac{\text{質量} \times \text{地心重力定数}}{\text{軌道半径}^2}$$

$$\begin{aligned} \text{地心重力定数}(\mu) &= \text{万有引力定数} \times \text{地球の質量} \\ &= 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2 \end{aligned}$$

遠心力＝重力 のつりあいの式を解くと

$$\text{速度} = \sqrt{\frac{\text{地心重力定数}(\mu)}{\text{軌道半径}(r)}}$$

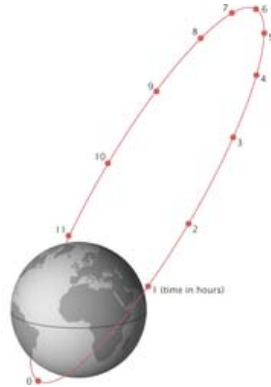
円軌道のつりあいの速度の計算



つりあいの速度と高度の関係

地球周回のいろんな「軌道計画」

- ミッションにあわせて、様々な軌道を設計する
- ロケットはその軌道まで衛星を運ぶ交通機関

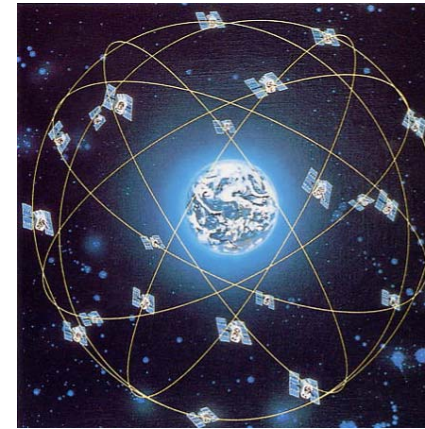


モルニヤ軌道(長楕円軌道)



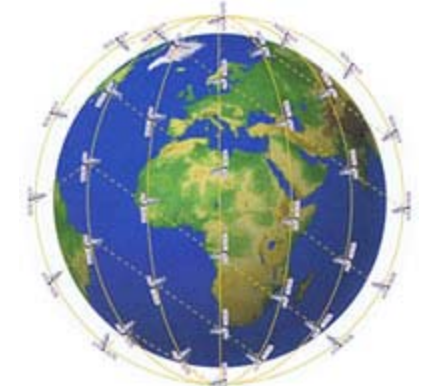
衛星の真下の点(SSP)の地球上への投影
ミッション(衛星の目的)に適応した軌道を

多数衛星のコンステレーション設計



GPS衛星

地上から常に4機以上が見える
ように配置

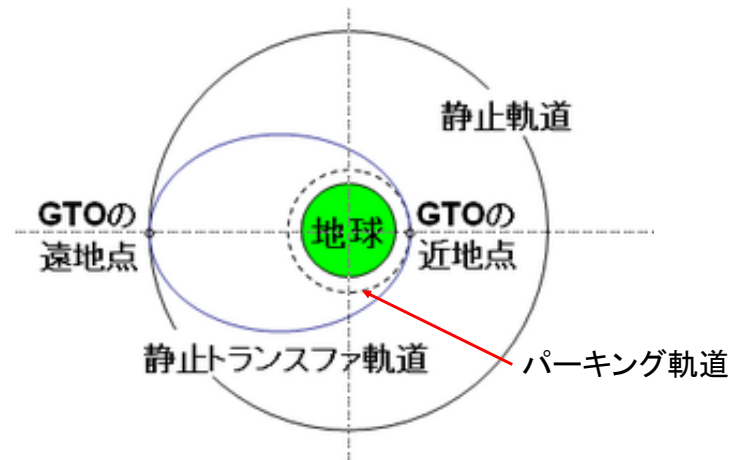


イリジウム衛星の軌道イメージ

イリジウム

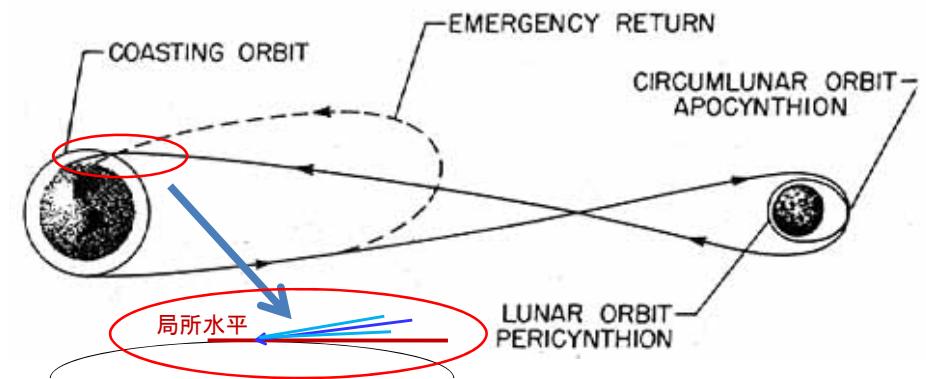
地上から最低1機見え、衛星間
通信で全ての地域を連絡できる

低軌道から高い軌道へ輸送する



ロケットは衛星を「静止トランスファ軌道」まで輸送する。
衛星が、GTOの遠地点でアポジモーターを吹かして静止軌道に入る

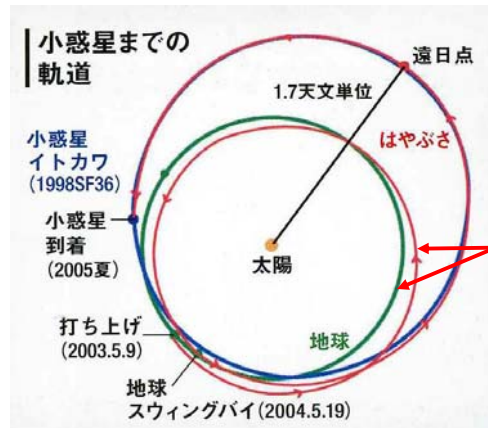
アポロ計画: 月への軌道計画



- 地球帰還時の大気突入角度が5.7~7.2度の間しか
生還できない。軌道設計・誘導制御の精度が必要。

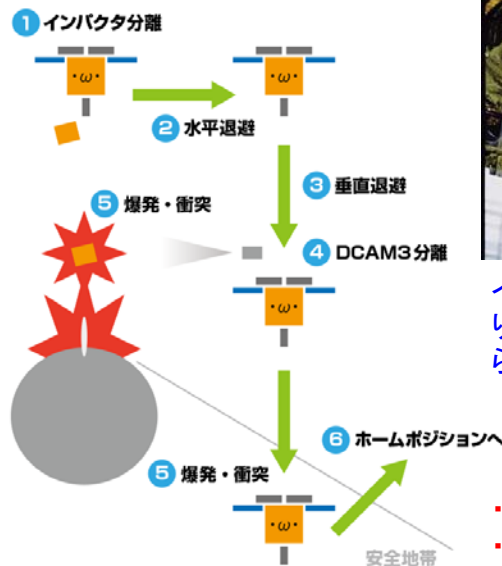
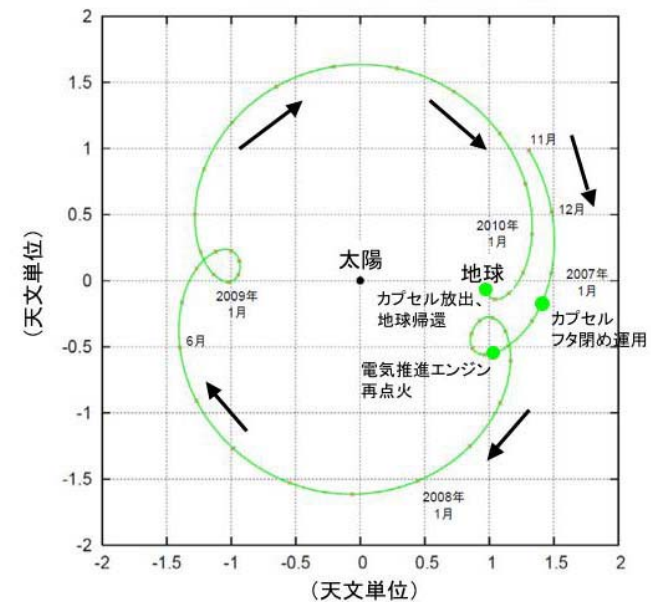
深宇宙探査軌道の設計

- ・イオン推進で超微小推力を長時間吹かす
- ・地球スイングバイで加速



最初は地球とはやぶさが並進し、途中で軌道修正したあと、1年後にスイングバイ

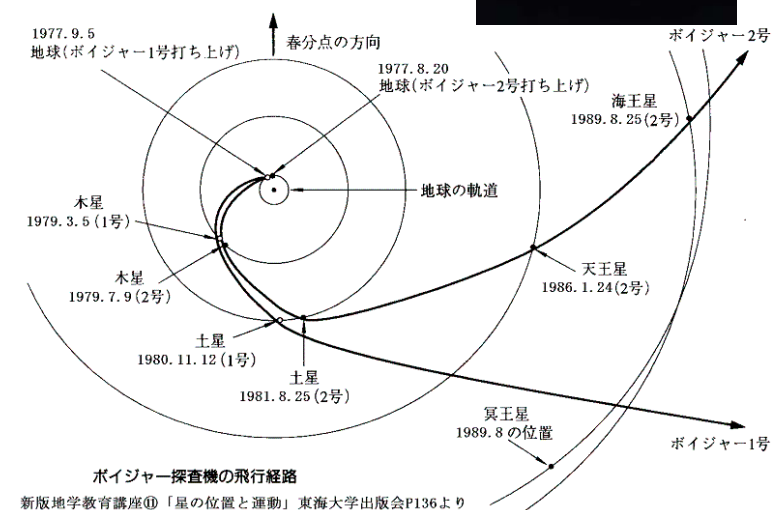
修正後のはやぶさの軌道



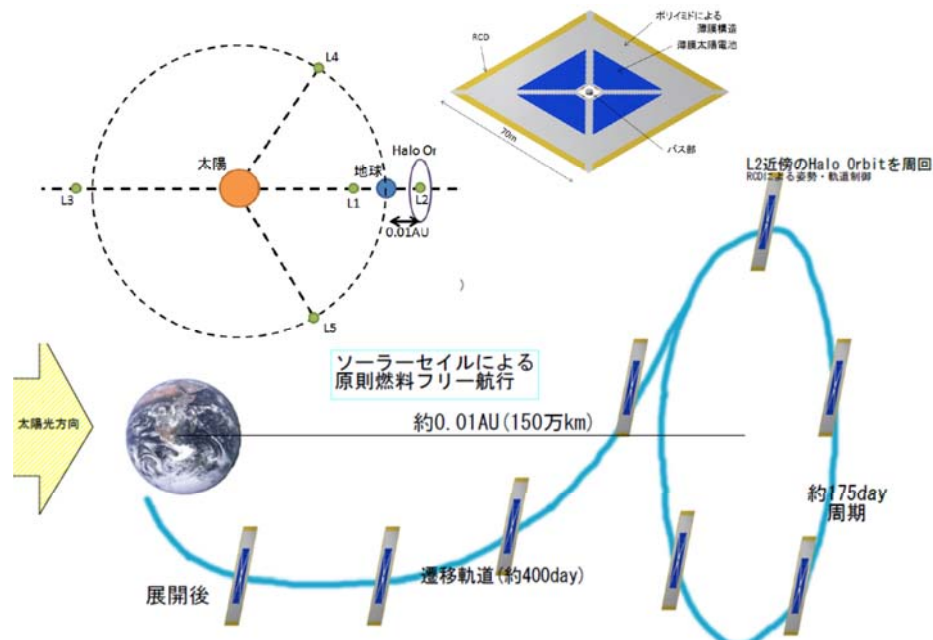
インパクターの投下・爆発により人工クレーターを作り、中からサンプル回収

- ・微小重力の元での軌道計画
- ・自律的な軌道移行
- ・状況は数分後に地球で判明

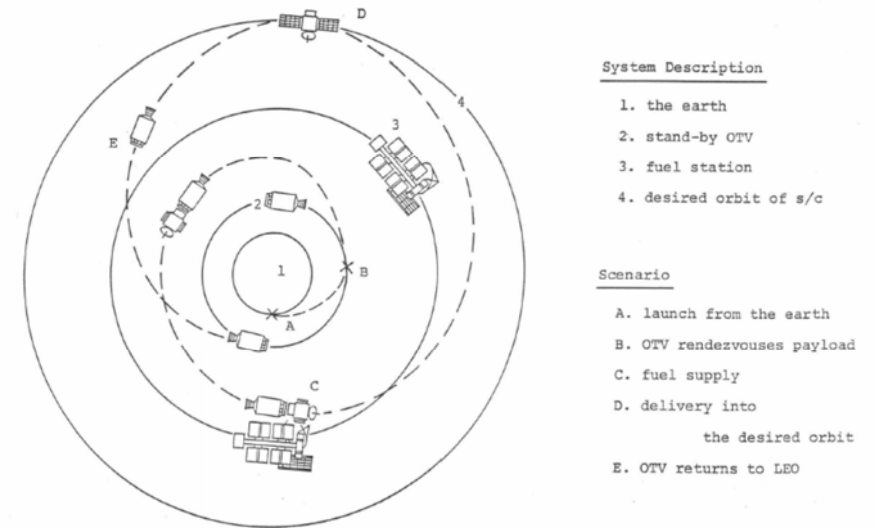
ボイジャー1,2号 スイングバイによる太陽系グランドツアー軌道 (1977打ち上げ、1979木星)



宇宙輸送インフラの提案ーOTVネットワーク



Solar Sailの輸送機が駐機する「宇宙港」



従来システムとのライフサイクルコスト比較

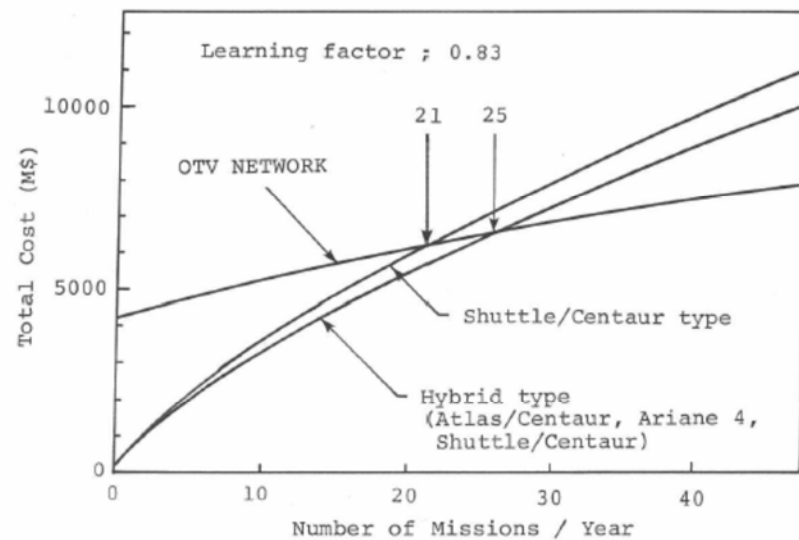
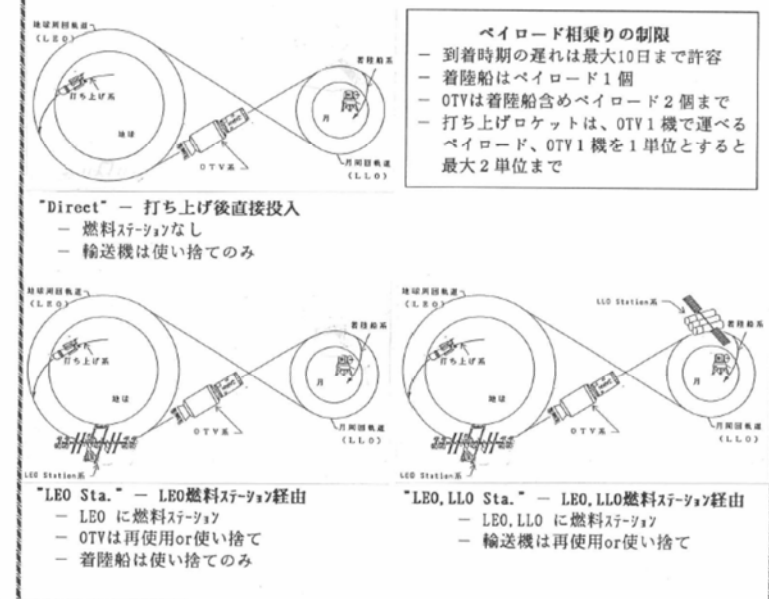
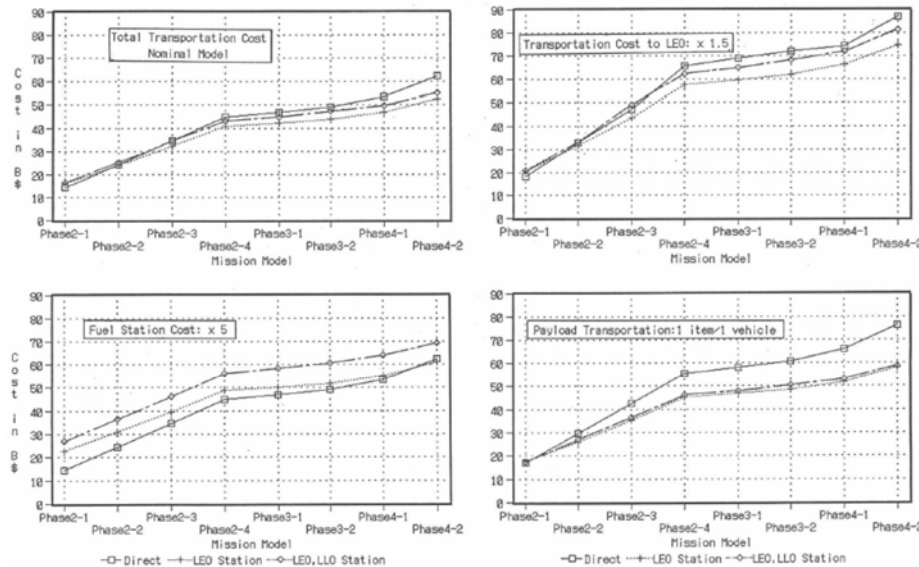


Fig. 6 Demand size vs. total cost

月面基地建設時の輸送システム3通り



3通りのシステムとのライフサイクルコスト比較 (センシティブィアナリシスも)



Question 1 : Merit of Multi-stage Rocket

- Exhaustive velocity = $g \times I_{sp}$
 - e.g.: LOX/LH₂ 4400m/s
 - LOX/RP50 3500m/s
- Required increment to orbit : $\Delta V = 12 \text{ km/s}$
- (Q1) If the rocket initial mass is 100t, then what will be the burnout mass to achieve the required ΔV ?
- (Q2) If the rocket initial mass is 100t including 1st stage mass of 70t (fuel is 60t) which is separated after 1st stage burnout, then what will be the burnout mass of 2nd stage to achieve the required ΔV ?

Question2 : Calculation of the velocity of satellite

- What is the circulating velocity?
 - Space station (height=400km)
 - GPS star segment ($r=26600\text{km}$)
 - GEO satellite (height=35786km)
 - (note) Earth radius is 6378km
- What will be the orbital period of each satellite above? First derive the formula to calculate the period of a satellite with radius r , and calculate the exact number.
- What is the meaning of GEO ?

Question 3: Transportation Infrastructure

- What will be the merits and demerits of establishing an infrastructure of space transportation using fuel stations, as compared with direct launch of rocket ?
 - Technological view
 - Cost view
 - Flexibility view
 - Other views
- All the three questions should be answered within 3 pages of A4 size. Japanese language is acceptable.