

太陽系探査のための軌道工学

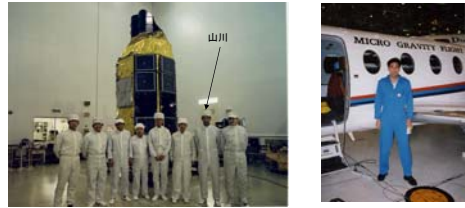
京都大学
宇宙総合学研究ユニット
生存圏研究所
工学研究科(協力講座)

山川 宏

<http://www.rish.kyoto-u.ac.jp/~yamakawa>

平成20年6月26日
京都大学総合博物館

今まで携わってきたこと(その1) (人工衛星、惑星探査機の研究)



宇宙望遠鏡衛星(鹿児島・内之浦) 無重力実験(愛知・名古屋)

- 1993年 宇宙科学研究所 システム研究系 助手
- 1994年 東京大学助手 大学院工学系研究科(兼任)
- 1994年 M-Vロケットプロジェクトチーム
- 1997年 NASA(JPL) 専員科学者(文部科学省在外研究員)
- 1999年 宇宙科学研究所 宇宙探査工学研究系 助教授
- 2000年 日欧国際共同BepiColombo水星探査計画スタディマネージャー

今まで携わってきたこと(その2) (ロケットシステムの研究)



大気球を使った実験(岩手・三陸) 再使用型ロケットの実験(秋田・能代)

- 2001年 ミールの軌道離脱計画に関する検討チーム(NASDA-ISASチーム)
- 2002年 ESA(ESTEC) 専員科学者(文部科学省在外研究員)
- 2003年 JAXA宇宙科学研究所本部宇宙航行システム研究系助教授
- 2003年 総合研究大学院大学 数物科学研究所 宇宙科学専攻 助教授(兼任)
- 2005年 JAXA星探ビジョン作業チーム
- 2005年 日欧国際共同BepiColombo水星探査プロジェクトマネージャー
- 2005年 JAXA 経営企画部(兼任)
- 2006年 京都大学 生存圏研究所 教授

天体力学と軌道工学



軌道工学と天体力学

扱う時間: 最大10年程度 10年<<
扱い力学: 重力等の自然力 重力+制御力

軌道工学

長い飛行時間 — 宇宙機の寿命

燃料が多く必要 — 宇宙機が運べる
質量に制限

飛行時間の短縮
必要燃料の最小化

日本の月惑星探査の歴史



太陽系の隅々に行くのはたいへん？

「太陽系の目的地に到達する
までに必要な時間」

月旅行の時間 最短で3日
火星旅行の時間 9ヶ月
金星旅行の時間 6ヶ月
水星旅行の時間 2.5~4年
木星旅行の時間 3~5年
冥王星旅行の時間 8~10年

過去に何機ぐらい行ったことがあるのか？

水星	1機	Mariner 10
金星	約40機	Venera, Mariner, Kosmos, Pioneer-Venus, Magellan, Galileo
月	約110機	Pioneer, Luna, Ranger, Surveyor, Apollo, Hiten, Clementine
火星	約30機	Mars, Mariner, Viking, Phobos, Pathfinder
小惑星	2機	Galileo, Near
木星	6機	Pioneer 10, 11, Voyager 2, 1, Ulysses, Galileo
土星	4機	Pioneer 11, Voyager 2, 1, Cassini
天王星	1機	Voyager 2
海王星	1機	Voyager 2
彗星	5機	ICE, Vega1, 2, Sakigake, Suisei, Giotto

(2000年時点)

日本の月惑星探査の歴史

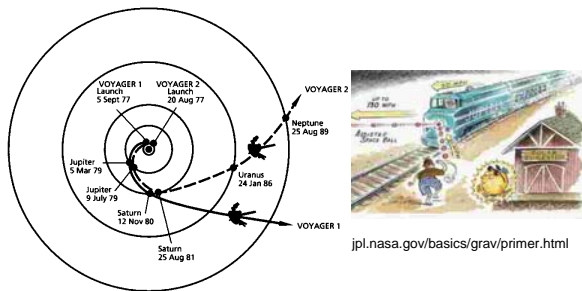
1985 さきがけ(ハレー彗星)
1985 すいせい(ハレー彗星)
1990 ひてん(月)
1992 GEOTAIL(地球、月)
1998 のぞみ(火星) 残念
2003 はやぶさ(小惑星)
2007 かぐや(月)
2010 PLANET-C(金星)
2013 BepiColombo(水星)

現在(2008)→

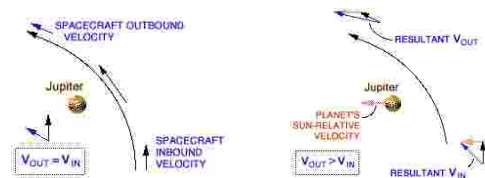
日本初の月周回衛星となった 工学実験衛星「ひてん」 (1990~1993)



スイングバイ(Swingby) 重力アシスト(Gravity Assist)



スイングバイ(Swingby) 重力アシスト(Gravity Assist)

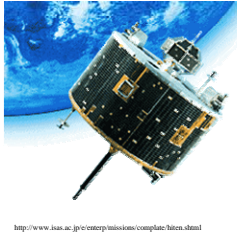


天体から見た接近前後の相対
速度の大きさは変わらない
(方向だけ変わる)

天体の速度を考慮すると、速
度の大きさと方向の両方が
変わっている

<http://www2.jpl.nasa.gov/basics/grav/primer.html>

工学実験衛星「ひてん」 惑星間航行技術の習得



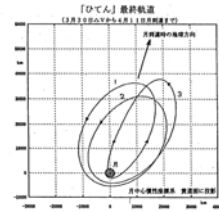
<http://www.isas.ac.jp/e-entery/missions/complate/hiten.html>



スイングバイ技術
月惑星重力の積極的利用による軌道制御

「ひてん」

日本初の月周回衛星
延長ミッション後、
月表面に制御落下

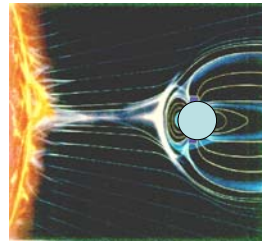


Copyright ISAS, Prof. Uesugi

月の力を借りて
地球磁気圏の探査を行った
「GEOTAIL」衛星
(1992~現在)



地球周辺の宇宙環境を探索する (GEOTAIL衛星)

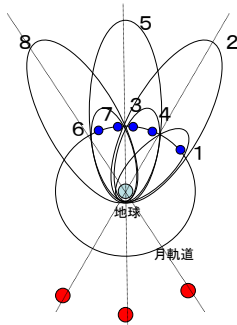


Copyright JAXA

地球周辺の磁気圏を観測したい。
→太陽と反対側の場所を主に観測したい。
→地球の近くも遠くも観測したい。
→燃料を節約したい。

月の力を借りて飛行する

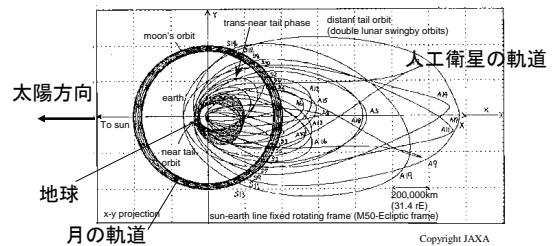
地球を周回する楕円軌道の軸が
いつも太陽と反対の方向になるように



1. 月近くを通過(スイングバイ)
2. 軌道を拡大(大楕円)
3. 月近くを通過
軌道を縮小(小楕円)
4. 月近くを通過
5. 軌道を拡大(大楕円)
- ...

実際のGEOTAILの軌道

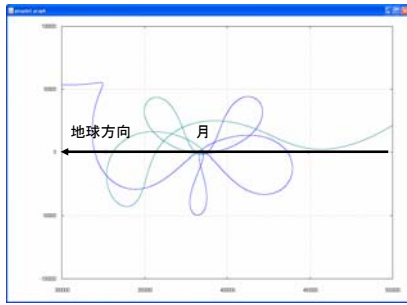
- 地球の近くから、月の外側まで観測。
- 太陽と反対側を観測。
- 燃料を節約。



1993年打上げ～現在も観測

Copyright JAXA

月重力キャプチャー(月周辺を拡大)

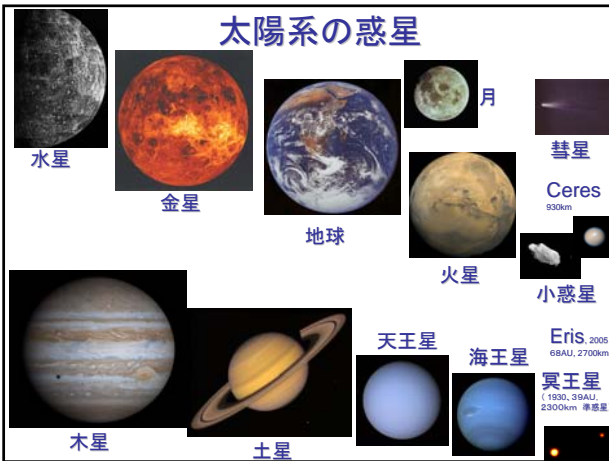


月重力キャプチャー軌道の例(地球—月方向を固定した回転座標系)。探査機は、地球—月系のL2点近傍から月に接近し、月を5周した後、L1点近傍から地球方向に抜けている。
H. Yamakawa, M. Nakamiya

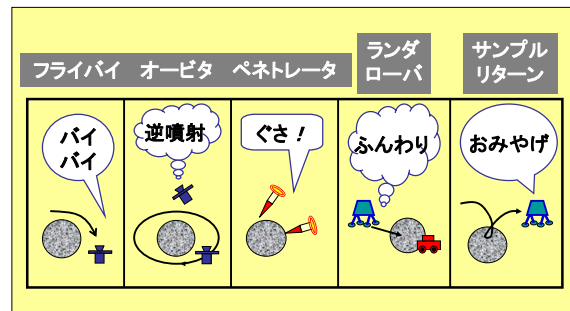
惑星探査計画の作り方 ～火星探査を例に～



太陽系の惑星



惑星探査のいろいろ



JAXA久保田幸氏

惑星に到達するための地球離脱速度

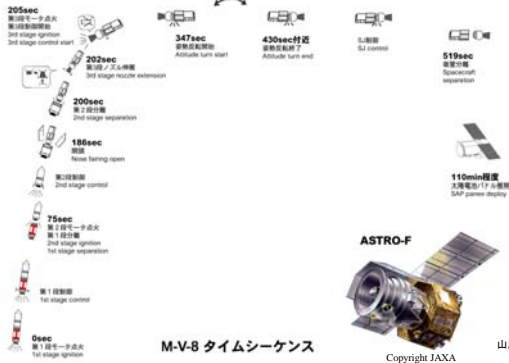
火星と金星は、同じくらい行きやすい。
水星と木星は、同じくらい到達しにくい。
(大きなロケット、多くの燃料が必要)

惑星	太陽からの距離 (AU)	地球—惑星遷移軌道の大きさ(半長径) (km/s)	地球出発時の太陽中心速度 (km/s)	地球出発時に必要な増速度量 (km/s)
水星	0.39	0.70	22.4	7.4
金星	0.72	0.86	27.1	2.7
地球	1.00	1.00	29.8	0.0
火星	1.52	1.26	32.6	2.8
小惑星	2.00	1.50	34.3	3.5
	3.00	2.00	36.3	6.5
木星	5.20	3.10	38.4	8.6

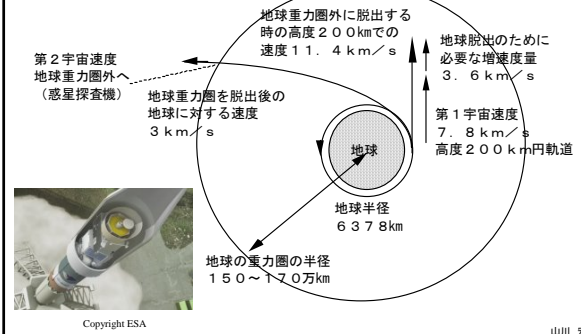
火星に向かう ロケットのシーケンス



典型的なロケットのシーケンス



地球からの脱出



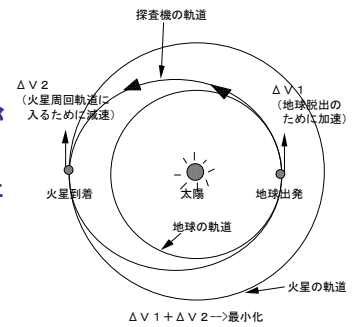
火星探査のために
いつ、どの方向に
打ち上げれば良いのか。



地球から火星までどうやって行く？

ホーマン移行
(Hohmann Transfer)

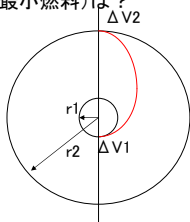
出発時の地球の位置と到着時の火星の位置が太陽に対して反対側にあるときに、最も少ない燃料で効率よく、火星に行ける。



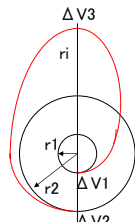
火星: 9~10ヶ月
金星: 5~6ヶ月

地球軌道から火星軌道への移行

半径 r_1 の円軌道(地球軌道)から、半径 r_2 の円軌道(火星軌道)に移行するために、必要な最小の軌道速度制御量(必要最小燃料)は?



速度制御量
 $\Delta V_1 + \Delta V_2$



速度制御量
 $\Delta V_1 + \Delta V_3 + \Delta V_2$

平面内での円軌道間移行

・半径 r_1 の円軌道から、半径 r_2 の円軌道への移行

・ $r_2/r_1 < 11.94$ のとき
両円軌道に接する楕円軌道が最適。
2インパルスのHohmann移行。

・ $11.94 < r_2/r_1 < 15.58$ のとき
 $r_1 > r_2$ で第3のインパルス ΔV を行う3インパルス軌道が最適。
 $r_2/r_1 = 11.94$ のとき、 $r_i = \infty$ 。
 $r_2/r_1 = 15.58$ のとき、 $r_i = r_2$ となり、 $r_1 > r_2$ の任意の距離において3インパルス移行が2インパルスよりも ΔV の和が小さい。

・ $15.58 < r_2/r_1$ のとき
任意の $r_i > r_2$ で第3インパルスを行う3インパルス移行が最適。

地球から火星までどうやって行く？

そのような機会はほぼ2年に一度あり、その機会のことを「打上げ窓」と呼ぶ。

火星の打上げ窓(いつ火星に打上げるのが適当か)

地球脱出日	火星到着日	太陽周回数	探査機重量(注参照)
96年 9月	99年 3月	0.5	13.3%
96年11月	97年 9月	0.5	14.5%(Mars Pathfinder)
98年 9月	01年 3月	1.5	14.4%
98年12月	99年10月	0.5	12.9%(日本「のぞみ」当初予定)
01年 4月	01年10月	0.5	12.6%
03年 6月	04年 1月	0.5	15.0%(日本「のぞみ」延長ミッション)
05年 8月	06年 9月	0.5	11.7%
07年 8月	08年 5月	0.5	13.9%(NASA Phoenix Lander)
07年 9月	08年 6月	0.5	——(火星周回衛星)

注)地球周回高度200km円軌道に乗せられる探査機重量を100%とする

火星探査機「のぞみ」の 厳しい旅路 (1998-2004)



のぞみ火星探査機



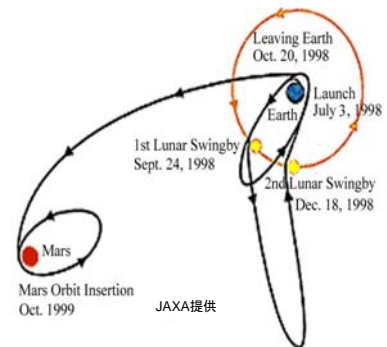
Copyright JAXA



Copyright JAXA

「のぞみ」地球脱出時の工夫

・火星探査機「のぞみ」の場合、地球脱出の際に、月重力を積極的に利用して、脱出時に必要なエネルギー(ΔV)を軽減した。



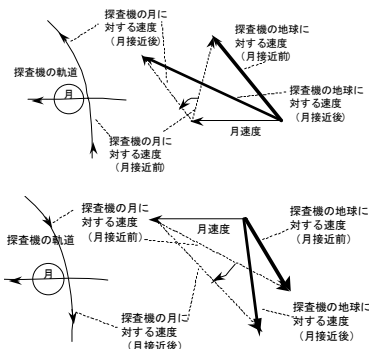
JAXA提供

月スイングバイによる加速

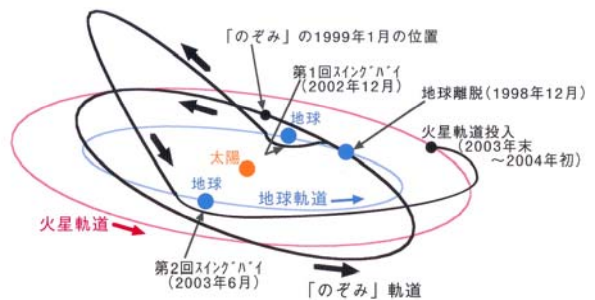
・2回の月スイングバイで、最後に地球脱出に必要な増速度度を秒速120m程度減少。

・つまり直接火星を目指すとして3.6km/s必要なところを約3.5km/sに低減。

・この結果、探査機重量540kgのうち燃料約20kgを節約できた。科学観測機器の重量は全部合わせて33kgなので、少しでも燃料を節約することが大事であった。



「のぞみ」探査機のその後の軌道



JAXA提供



ロケットの加速を表す ツイオルコフスキーの公式

$$\Delta V = c \log_e \frac{W_i}{W_f}$$

ΔV : ロケットの加速量
 c : ガスの噴出速度
 化学推進 排気速度 秒速3km/s
 電気推進 排気速度 秒速30 km/s
 W_i : ロケットの始めの質量
 W_f : ロケットの燃え終わりの質量



水星探査の難しさ

太陽からの距離

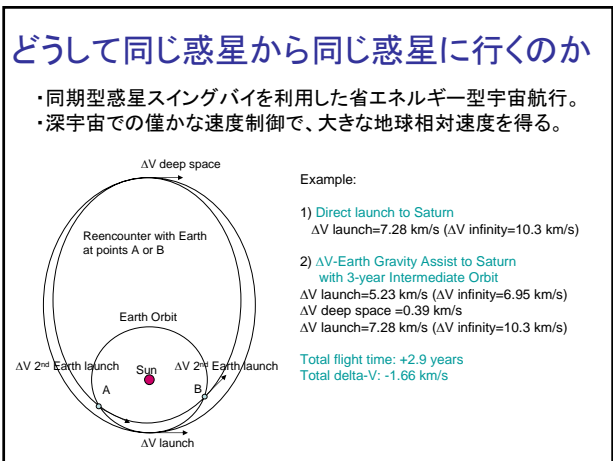
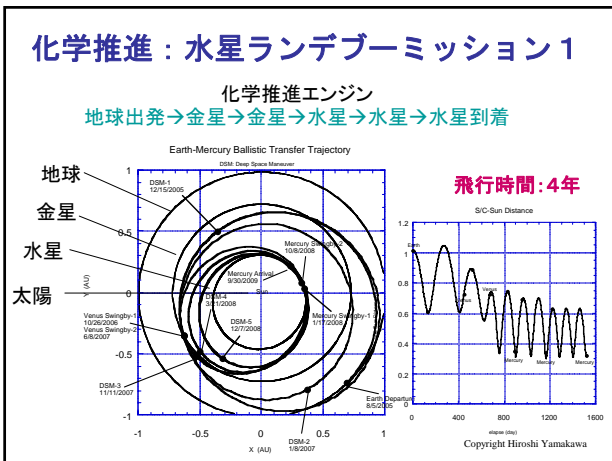
地球	1.0
火星	1.5
金星	0.7
水星	0.3
木星	5.0

- 水星に到達するのに多くの燃料が必要
- 高温、高放射線環境

なぜ行くの？

- まだ何もわかっていない
- 水星にも磁場があるかも

Copyright ESA



化学推進:水星ランデブーミッション2

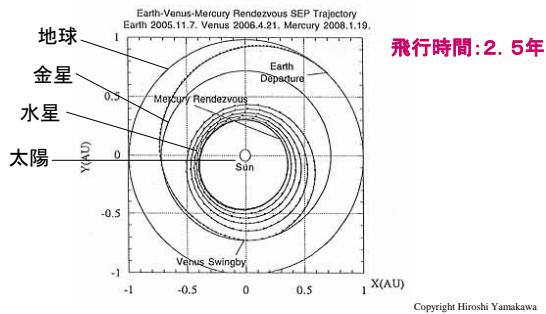
- 最初に金星スイングバイを利用するのは、直接水星に向う場合は打ち上げ時のエネルギーが高すぎるため。
- 2回の金星スイングバイにより遠日点距離は金星軌道付近、近日点距離は水星軌道付近まで低くする。2回の金星スイングバイ間の飛行時間をちょうど金星の1公転周期として空間上の同じ点で行うようにすることで、その間の軌道面の設計の自由度を増やす工夫をしている。
- しかし、このままでは水星に到着したときの水星との相対速度は6km/sであり、水星周回軌道に投入する場合、探査機総重量のうち10%程度のペイロードしか残らないことになる。
- そこで、飛行時間は長くなるものの、水星- ΔV -水星- ΔV ... というシークエンスをくり返す作戦を取る(ΔV は速度修正)。

化学推進:水星ランデブーミッション3

- この方法はジェット推進研究所のChen-wan Yen氏が約25年前に確立した方法で、水星と水星の間の遠日点付近で行われる僅かな量の ΔV によって水星に再接近する位置を移動させ、水星との相対速度を大幅に低減していくことが可能である。
- 最初と2回目の水星接近の間の飛行時間は水星公転周期88日の3倍程度で、その間に探査機は太陽を2周する。その結果2回目の水星接近時の相対速度は6km/sから5km/sに減っている。
- 2回目と3回目の水星接近の間の飛行時間は水星公転周期の4倍であり、その間に探査機は太陽を3周する。その結果、3回目の水星接近時の相対速度は3.5km/sまで低減される。
- このように飛行時間は長くなるが、探査機総重量のうち30%程度のペイロードを持っていくことが可能となる。

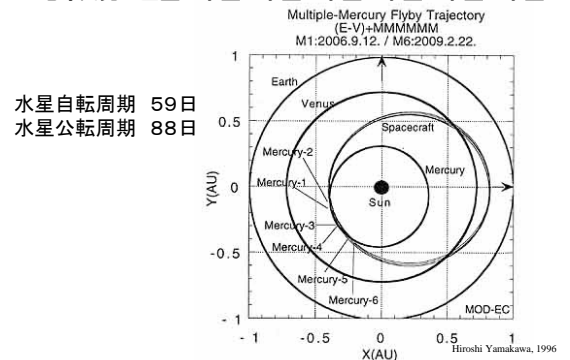
電気推進:水星ランデブーミッション

電気推進エンジン
地球出発→金星スイングバイ→水星到着



電気推進:多数回水星フライバイミッション

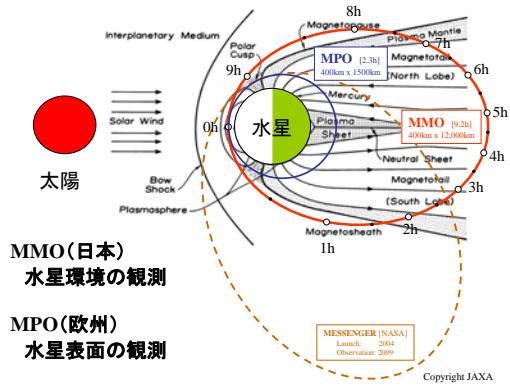
地球出発→金星→水星→水星→水星→水星→水星→水星



2013年打ち上げ予定の日欧国際共同水星探査計画「BepiColombo」(ベピコロンボ)



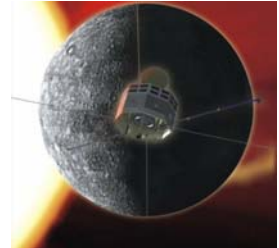
日欧国際共同計画:水星周回軌道



日欧国際水星探査計画 MMO探査機(日本が担当)



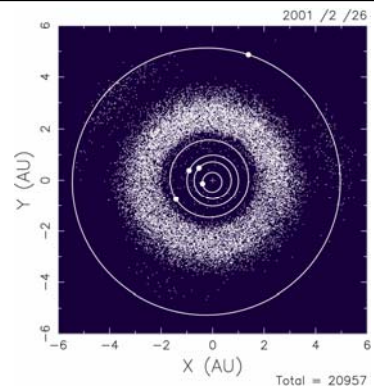
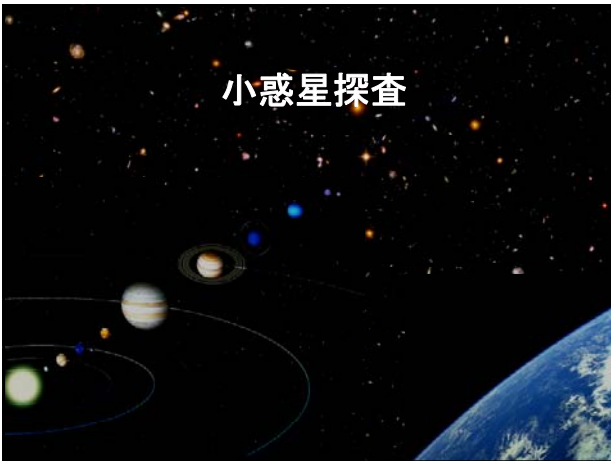
京大生存圏研究所も
観測機器を搭載予定。



Copyright Kyoto University, RISH

Copyright Kyoto University, RISH

小惑星探査

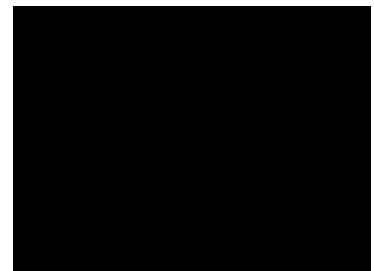
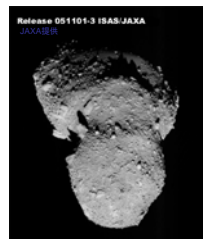


小惑星

隕石のふるさと、恐竜の絶滅、宇宙時代の資源の
宝庫。隕石から生命に必要な水、塩、糖が見つかる

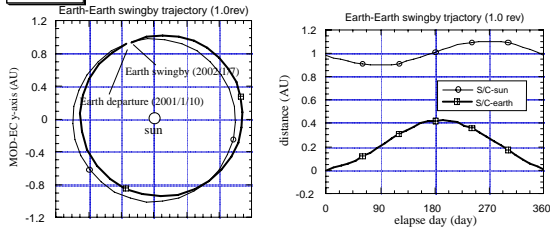


「はやぶさ」探査機



小惑星「イトカワ」

「はやぶさ」で利用された地球スイングバイを利用した省エネルギー型宇宙航行

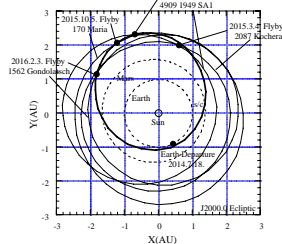


地球出発～電気推進加速～地球～小惑星

1995.12.5. 山川 宏

多数回小惑星フライバイミッション

Multiple Asteroid Flyby Mission



No.	ID name	epoch(y/m/d/h/m/s)	elapse(day)	dV(m/s)	r.vel(km/s)	dist(AU)	#
1	6438 EARTH	2014 7 18 20 54 56	0000	0000	launch	launch	1.0162
2	2493 2087 Kochera	2015 3 4 18 51 57	228.9146	106.0676	7.4119	2.0823	
3	5315 4909 1949 SA1	2015 8 1 3 22 12	378.2689	642.0506	4.6353	2.4114	
4	576 170 Maria	2015 10 5 23 51 22	444.1225	175.9888	7.2105	2.3973	
5	1968 1562 Gondolatsch	2016 2 3 4 20 6	564.3092		final body	5.7580	2.1410

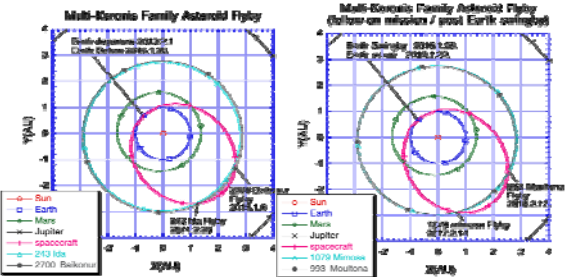
distance from the Sun

(H.Yamakawa, 1996)

ファミリー小惑星探査ミッション コロニス族:6年で5天体

First Three Years

Second Three Years



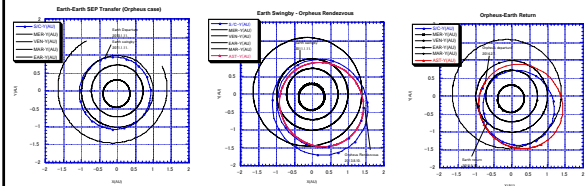
(H.Yamakawa, 2000)

電気推進による近地球型小惑星 ランデブーサンプルリターンミッション Orpheus (V type)

Earth-Earth SEP Transfer

Earth Swingby-Orpheus Rendezvous

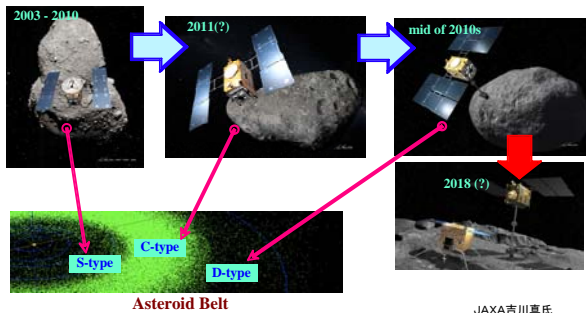
Orpheus-Earth SEP Return



○参考文献 山川 宏「2010年前後の小惑星探査」、アストロダイナミクスシンポジウム, 2000

始原天体探査の今後

はやぶさ
Itokawa = S-type

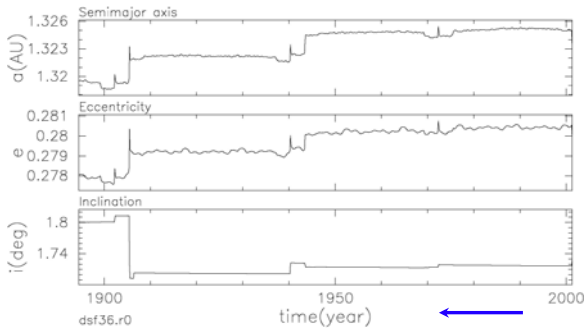


JAXA吉川真氏

地球接近小惑星の観測と対策

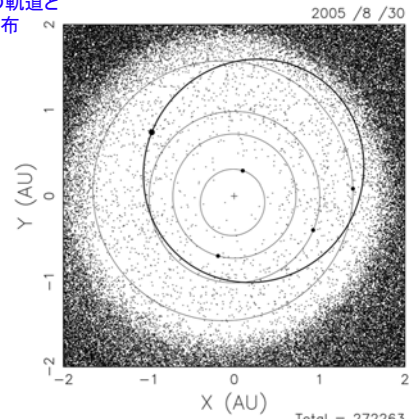


過去100年間のイトカワの軌道進化



JAXA吉川真氏

小惑星イトカワの軌道と 小惑星の分布

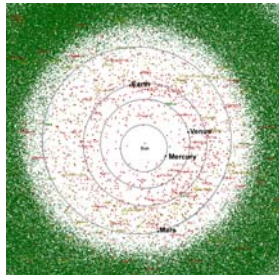


Total = 322233 JAXA吉川真氏

近地球型・地球接近小惑星発見の時代

地上からの小惑星発見・観測

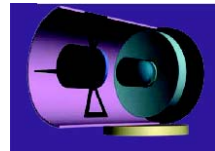
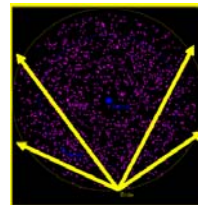
Panoramic Survey Telescope & Rapid Response System (PanSTARRS-4):
直径 > 300 m を 2020年までに完了



JAXA矢野創氏

軌道上からの小惑星観測 DLR(ドイツ): Asteroid Finder計画

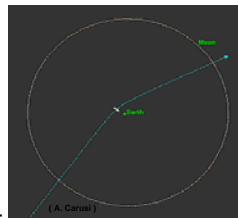
- * 2011年打上げ、運用3年間
- * 太陽同期地球周回軌道
- * < 100kg小型衛星宇宙望遠鏡



DLR

小惑星 Apophis (アポフィス)

- ・ 2004年、Tholenらが発見
 - ・ 直径約300m
 - ・ 2029年4月、GEOの内側で地球に再接近。その際、軌道が変更される。
- 2036年に地球に再接近する際の、現段階の推定確率は1/4500と推定



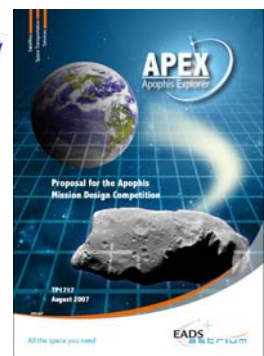
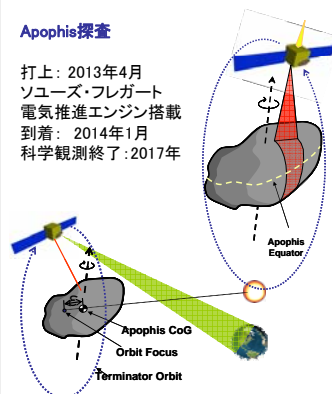
April 2029 Encounter

JAXA矢野創氏

EADS(欧州メーカ): APEX計画検討

Apophis探査

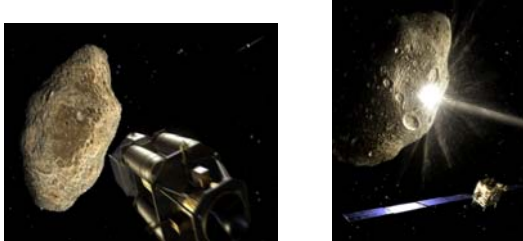
打上: 2013年4月
ソユーズ・フレガート
電気推進エンジン搭載
到着: 2014年1月
科学観測終了: 2017年



EADS

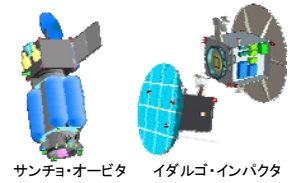
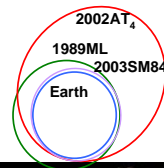
ESA(欧州宇宙機関): Don Quijote計画

小惑星軌道変更技術の工学実証ミッションのフェーズA検討を2005-6年に実施。

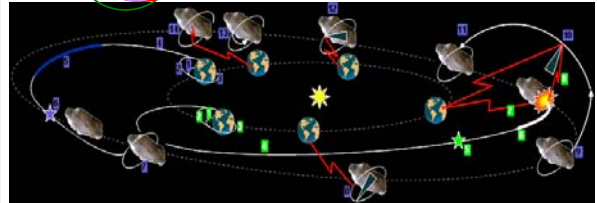


European Space Agency

Don Quijote ミッション計画

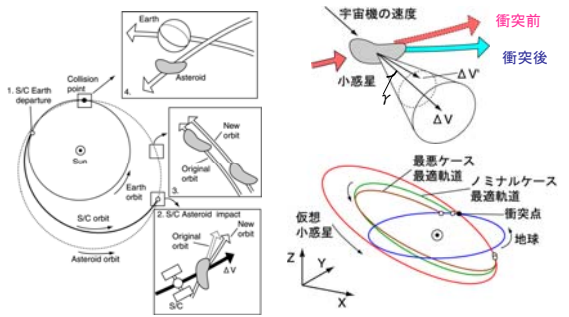


サンチョ・オービタ イダルゴ・インパクト



European Space Agency

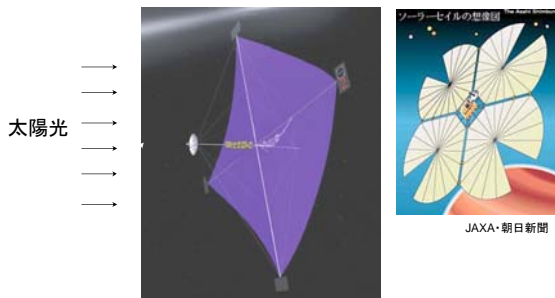
地球接近小惑星の軌道変更ミッション 探査機(1ton)衝突による地球衝突回避



太陽系の果てを目指して ~太陽エネルギーの利用~ ソーラーセイル

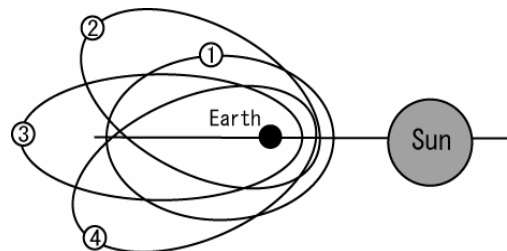


太陽エネルギーを利用する宇宙推進システム ~ソーラーセイル~



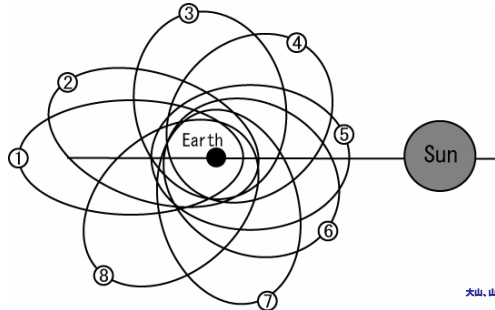
太陽光の圧力を推進力に変換

ソーラーセイル軌道 Librational Motion(往復運動)



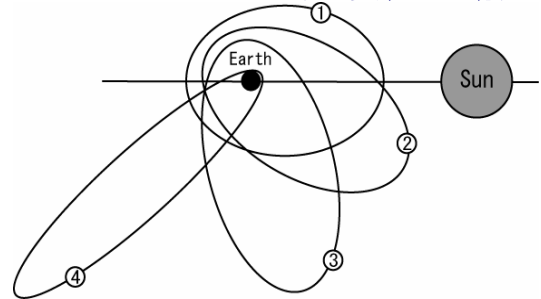
大山, 山川, 大村, 2007

ソーラーセイル軌道 Rotational Motion (回転運動)



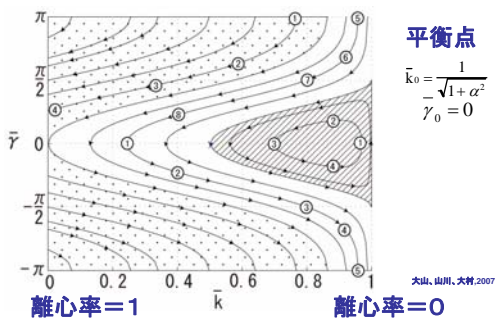
大山, 山川, 大村, 2007

ソーラーセイル軌道 Unstable Motion (不安定運動)



大山, 山川, 大村, 2007

ソーラーセイル軌道 離心率 (k) と近地点引数 (γ) の位相空間 (加速度指標 α=0.575)

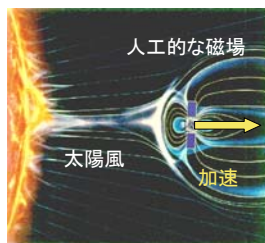


大山, 山川, 大村, 2007

太陽系の果てを目指して ～太陽エネルギーの利用～ 磁気セイル



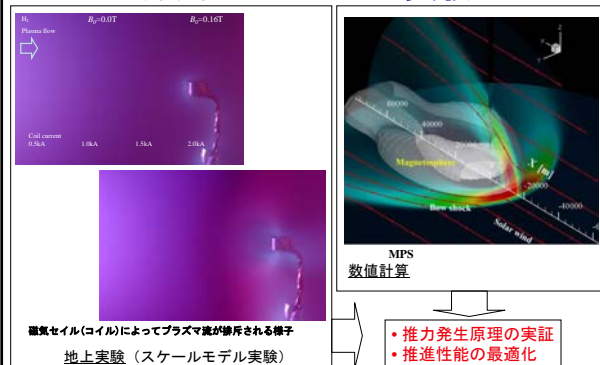
太陽エネルギーを利用する宇宙推進システム 2 ～磁気セイル～



Copyright Kyoto University, JAXA

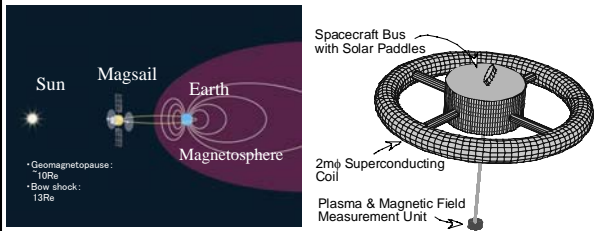
太陽風(イオン、電子)の流れの力を推進力に変換する

磁気セイルの地上実験



I. Funaki, H. Nishida, H. Yamakawa

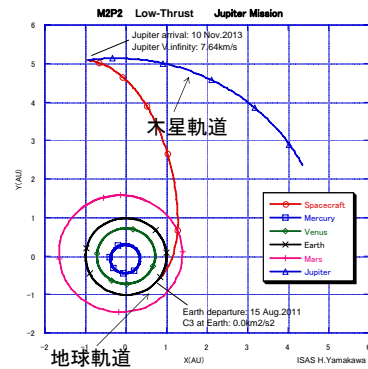
磁気セイル飛行実験計画の概要



マグセイル実証小型衛星の軌道と衛星の概略図

I. Funaki, H. Yamakawa

磁気セイルによる木星までの軌道

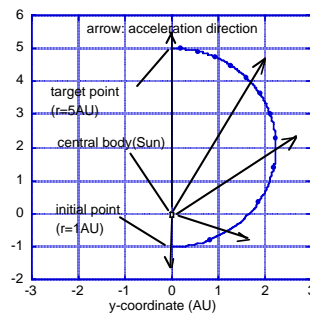


Copyright Hiroshi Yamakawa



中心力と軌道工学

半径方向に加速方向が限定される場合に どのようなミッションが実現可能か？



- 半径方向加速度が中心からの距離のn乗の関数
- 最大到達距離等の軌道要素を解析的に表現

引力のタイプによる運動の分類

運動方程式 $\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 = a_r$

$a_r = -g_0 \frac{r_0^n}{r^n}$ 引力のみを考慮

n	1	0	-3/4	-2	-3	<-3
アプス角	90度	104度	120度	180度	無限大	同左
引力のタイプ	距離に比例	距離によらず	逆4分の三乗	逆二乗	逆三乗	同左
軌道	楕円	ロゼット 花弁は無数	ロゼット 花弁は3枚	楕円	らせん	同左
運動	調和運動		周期運動	ケプラー運動	らせん運動	同左
備考	閉曲線 (Bertrand's Theorem)	閉じない	閉曲線	閉曲線 (Bertrand's Theorem)	閉じない	同左

参考: 坂元一郎, '太陽系', 岩波新書, 1976, p.121

半径方向加速の運動方程式

運動方程式 $\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 = a_r$, $a_r = -g_0 \frac{r_0^n}{r^n} + \alpha_0 \frac{r_0^n}{r^n}$, $\frac{d(r^2 \dot{\theta})}{dt} = 0$

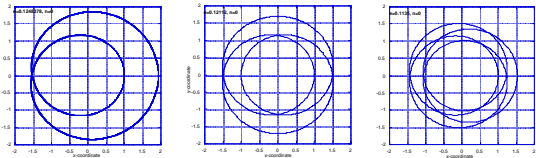
無次元運動方程式 $\frac{d^2 \rho}{d\tau^2} = \frac{1}{\rho^3} - \frac{1}{\rho^2} + \epsilon_0 \frac{1}{\rho^2}$, $\frac{d}{d\tau} \left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} \right) = 0$

積分可能

$$\frac{1}{2} \left(\frac{d\rho}{d\tau} \right)^2 = \frac{1}{2} \left(-\frac{1}{\rho^2} + 1 \right) + \left(\frac{1}{\rho} - 1 \right) + \left(\frac{\epsilon_0}{n-1} \right) \left(-\frac{1}{\rho^{n-1}} + 1 \right)$$

$$\frac{1}{2} \left(\frac{d\rho}{d\tau} \right)^2 = \frac{1}{2} \left(-\frac{1}{\rho^2} + 1 \right) + \left(\frac{1}{\rho} - 1 \right) + \epsilon_0 (\ln \rho) \quad n=1$$

半径方向に加速される 探査機の軌道ダイナミクス



Double period Triple period Quadruple period

N周周期の周期軌道の存在

半径方向に加速される 探査機軌道の最適化

Transformation into a simple form by introducing a new variable $u = 1/r$ and changing the independent variable from nondimensional time t to polar angle θ
 $u'' + u = 1 - \epsilon$

Optimal control theory and the classical calculus of variation approach

$$u' = p \quad p' = -u + 1 - \epsilon$$

$$H = \lambda_u p + \lambda_p (-u + 1) - \lambda_\epsilon \epsilon$$

$$\lambda_u' = \lambda_p \quad \lambda_p' = -\lambda_u$$

Optimal Control

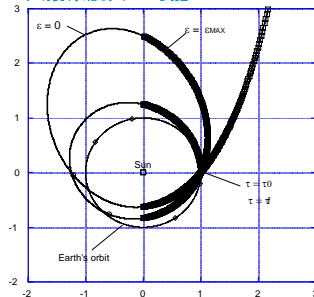
$$\epsilon = 0 \quad \lambda_p < 0$$

$$\epsilon = \epsilon_{MAX} \quad \lambda_p > 0$$

The four linear differential equations are to be solved subject to the four boundary conditions with the choice of multiplier, available to satisfy the additional boundary condition.

磁気セイルによる太陽系脱出軌道

半径方向加速のオンオフによって
太陽系脱出が可能

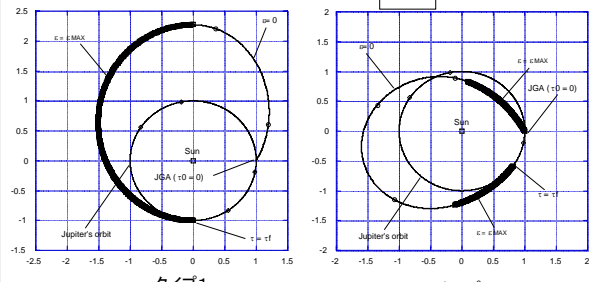


Use of Earth gravity assist is also possible.

2004. H.Yamakawa

磁気セイルによる木星ランデブー軌道

半径方向加速および木星重力アシストによって
円軌道-円軌道間移行(つまり木星ランデブー)が可能



タイプ1

タイプ2

2004. H.Yamakawa

これからの宇宙探査の概念(その1) 編隊飛行・フォーメーションフライト



フォーメーションフライトの時代1

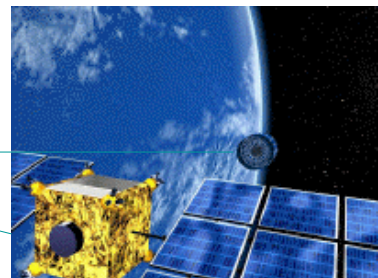
1つの目標のために、
複数の小型の人工衛星が機能する

XEUS計画

大きな望遠鏡の
レンズの部分と
検出器の部分
を分離して、軽量化
ミラー衛星

検出器衛星

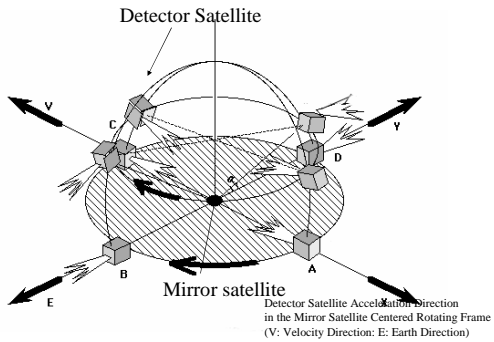
ESA/NASA/JAXA計画中



Ref. 1: H. Yamakawa, "Low-Thrust Formation Flight for Astronomy Satellites,"
Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 48, No. 162, pp. 235-237, Jan-Mar. 2006.

Copyright ESA

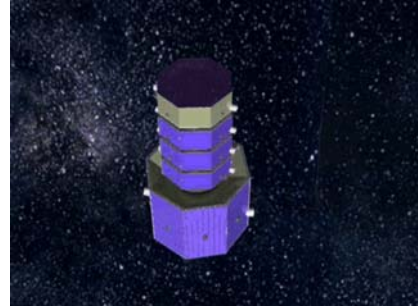
XEUS計画における飛行制御



Ref. 1: H. Yamakawa, "Low-Thrust Formation Flight for Astronomy Satellites,"
Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 48, No. 162, pp. 235-237, Jan-Mar. 2006.

フォーメーションフライトの時代 2

編隊飛行磁気圏観測衛星SCOPE
(日本: 計画中)

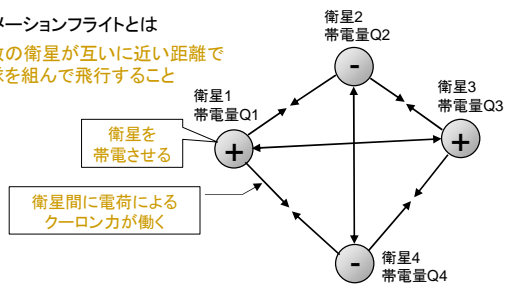


Copyright RISH, Kyoto University

フォーメーションフライトの時代3 衛星を積極的に帯電

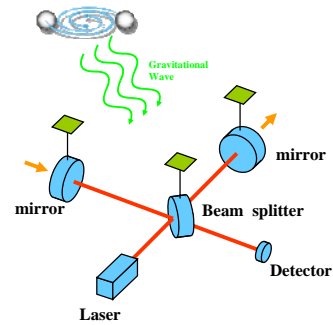
フォーメーションフライトとは

複数の衛星が互いに近い距離で
編隊を組んで飛行すること



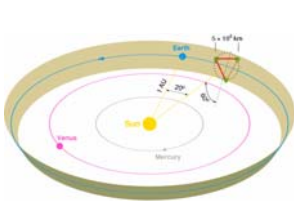
山本詩子, 山川宏

フォーメーションフライトの時代 4 重力波望遠鏡



川村静晃, 他, "スペース重力波DECIGO", 宇宙科学シンポジウム, 札幌原, 2006. 12. 21-22.

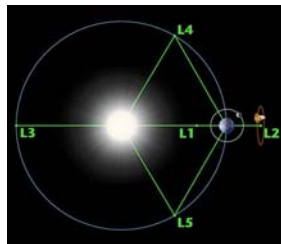
重力波望遠鏡の軌道候補 (地球追跡軌道・ラグランジュ点軌道)



Earth trailing orbit

LISA (Laser Interferometer Space Antenna)
~5 million km apart

<http://sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=27>



Sun-Earth L2 Halo orbit

http://map.gsfc.nasa.gov/m_mm/ob_techorbit1.html

これからの宇宙探査の概念(その2) ラグランジュ点とハロー軌道



