

軌道力学系システムの現場から

2013年3月23日

富士通株式会社

テクニカルコンピューティング・ソリューション事業本部

青木 尋子

お話の内容

1. はじめに
2. 軌道力学系の留意事項
3. 軌道決定のエッセンス
4. 軌道力学系システムの歴史
5. システム事例
6. これからの軌道力学系

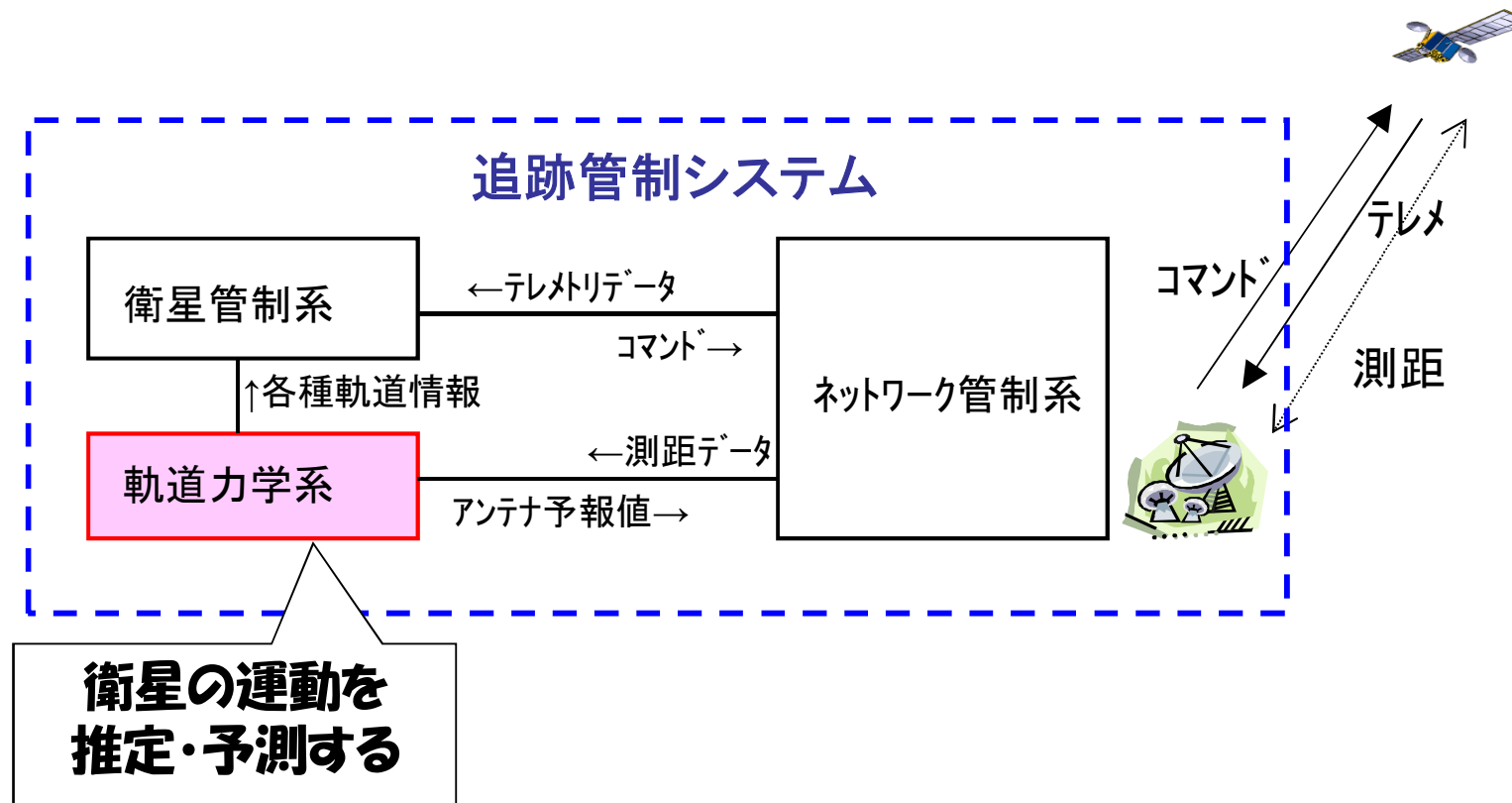
1. はじめに

追跡管制システムの中の位置付け(最もprimitiveな)

テレメデータ: 衛星機器状態の情報信号

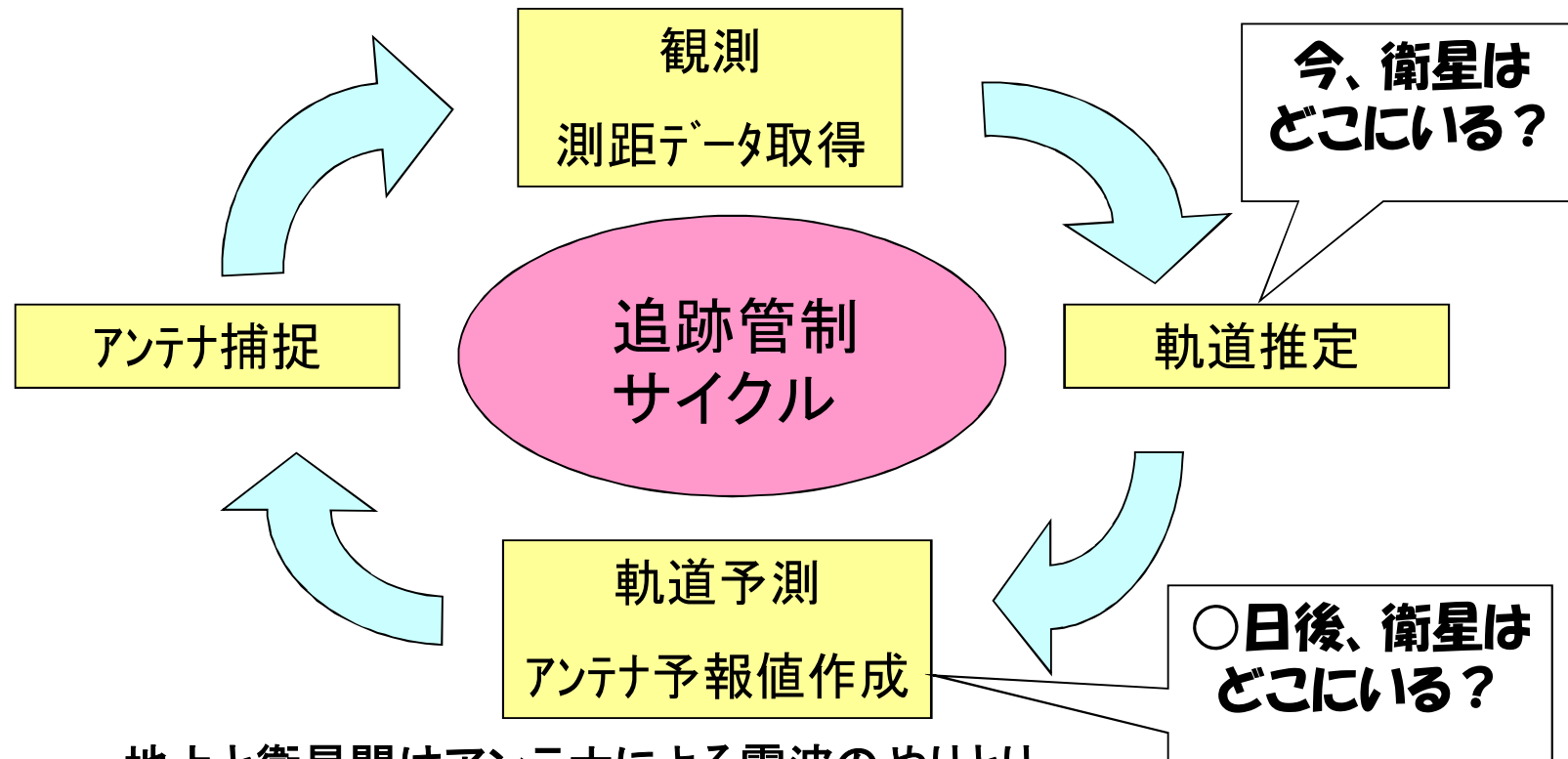
コマンド: 衛星機器を操作するための指令信号

測距データ: 地上一衛星折り返し電波による距離、距離変化率



1. はじめに

軌道推定・予測の必要性(最もprimitiveな)



地上と衛星間はアンテナによる電波のやりとり。
アンテナを衛星の方向に向けるために衛星の位置を知る必要がある。

⇒衛星捕捉・追尾を繰り返す⇒追跡管制サイクルをまわす

1. はじめに

軌道力学系システムの役割～いろいろあります

- 軌道決定／予測
- 軌道制御計画立案(定型的なものはシステム化されている)
 - 静止軌道、太陽同期準回帰軌道、準天頂軌道の投入計画／保持計画
- ネットワーク運用のための情報算出
 - アンテナ予報値、局可視、電波干渉予測・・・
- 衛星運用計画のための情報算出
 - 食、センサ干渉、太陽方向角度、オンボード軌道パラメータ・・・
- ミッション運用固有の情報算出
 - ・地球観測計画立案に必要な軌道暦、局可視、太陽方向・・・
 - ・センサ等、ミッションデータ処理に必要な軌道暦
 - ・測位衛星の航法メッセージ作成に必要な軌道／クロック情報 etc.
- スペースデブリ観測／接近予測

いろいろな運用へ情報提供⇒地上システムの土台、情報の源泉

1. はじめに

要求される精度の例

●アンテナ捕捉に必要な位置の予測精度

アンテナの捕捉性能に依るが

- ・中高度衛星は10～20kmぐらいが目安
- ・静止衛星は100kmオーダ

●ミッションから要求される位置の決定精度

- ・ALOS/ALO2 1m
- ・WINDS 10km
- ・準天頂衛星(みちびき) 1～2m

●軌道保持の精度

- ・地球観測衛星の赤道通過時経度(距離換算) 数100m～20km
- ・静止衛星の直下点経度／緯度 0.05～0.1deg

各種誤差マージンを考慮し、実際は保持スペックの半分程度の範囲で運用される。

2. 軌道力学系の留意事項

軌道力学系システム開発&運用で、まず押さえるべきこと 時系／座標系

人工衛星の運動方程式は一様時系、慣性空間が前提。

しかし、

運用はUTCを基準にしたい。

軌道決定に使う観測データは観測地点を基準にして表現したい。

センサ視野は衛星上の座標系で表現したい。

地球観測の目標観測地点は緯度／経度で指定したい。 etc.

それぞれの目的に応じた時系／座標系の相互関係をきちんと対応付ける。

摂動・・・2体近似からのズレ

摂動の振る舞いの特徴や大きさ(オーダー)を把握する。

着目している課題には、どこまで摂動の考慮が必要か見極める。

⇒感度の把握

2. 軌道力学系の留意事項

現実複雑その1

正確な測定を
じゃまするもの

大気のために電波の
モノサシが曲がる

衛星内部の遅れ

そんなに素早く電波を
返せないも〜ん！

北極の位置なんて
止まってないゾ！

地上の計測設備の誤差
時計の誤差

地球はきれいに回っていない！！
→測定している足元自体がゆらいでいる

地球は生タマゴ！
固ゆでタマゴはきれいに回るけど、
生タマゴはドツェンドツェン回ると
同じ

2. 軌道力学系の留意事項

現実複雑その2

衛星のきれいな運動をじゃまするもの

大気の抵抗

高度500kmの薄い空気でも
秒速8kmで飛ぼうとすると
結構キツイ！！

遠いところへ行くと
無視できないよ

他の惑星の引力

あれ？引かれる力が
弱くなったぞ？

ワーツ！
引っ張られるう

太陽は偉大だ！

太陽の引力

太陽の光の圧力

地球がまんまるでないために
引力が場所によって違う

引っ張られるのと押される
のと…どうすりゃいいの？

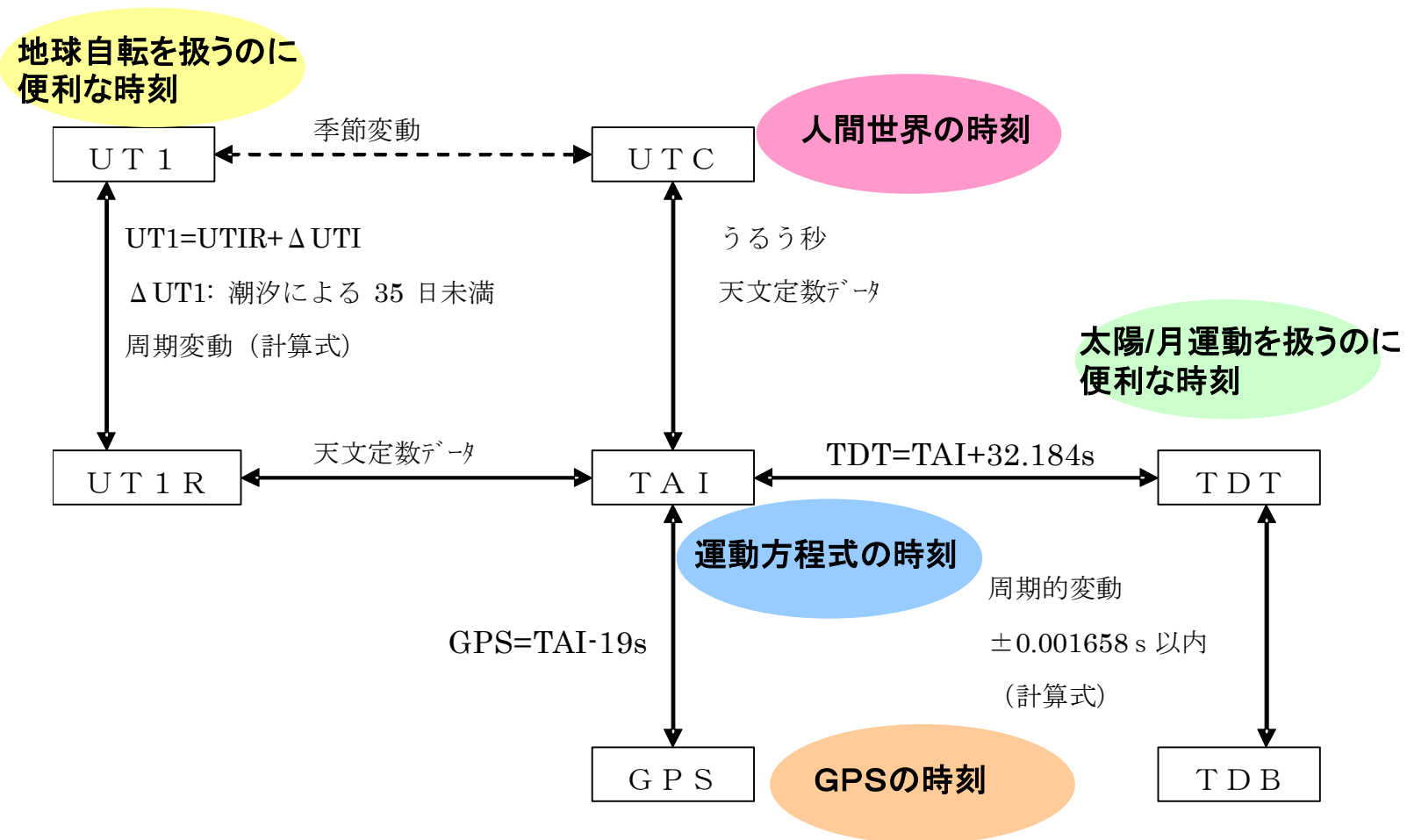
月の引力

月の引力は
きまぐれなの…

月はふくざう…

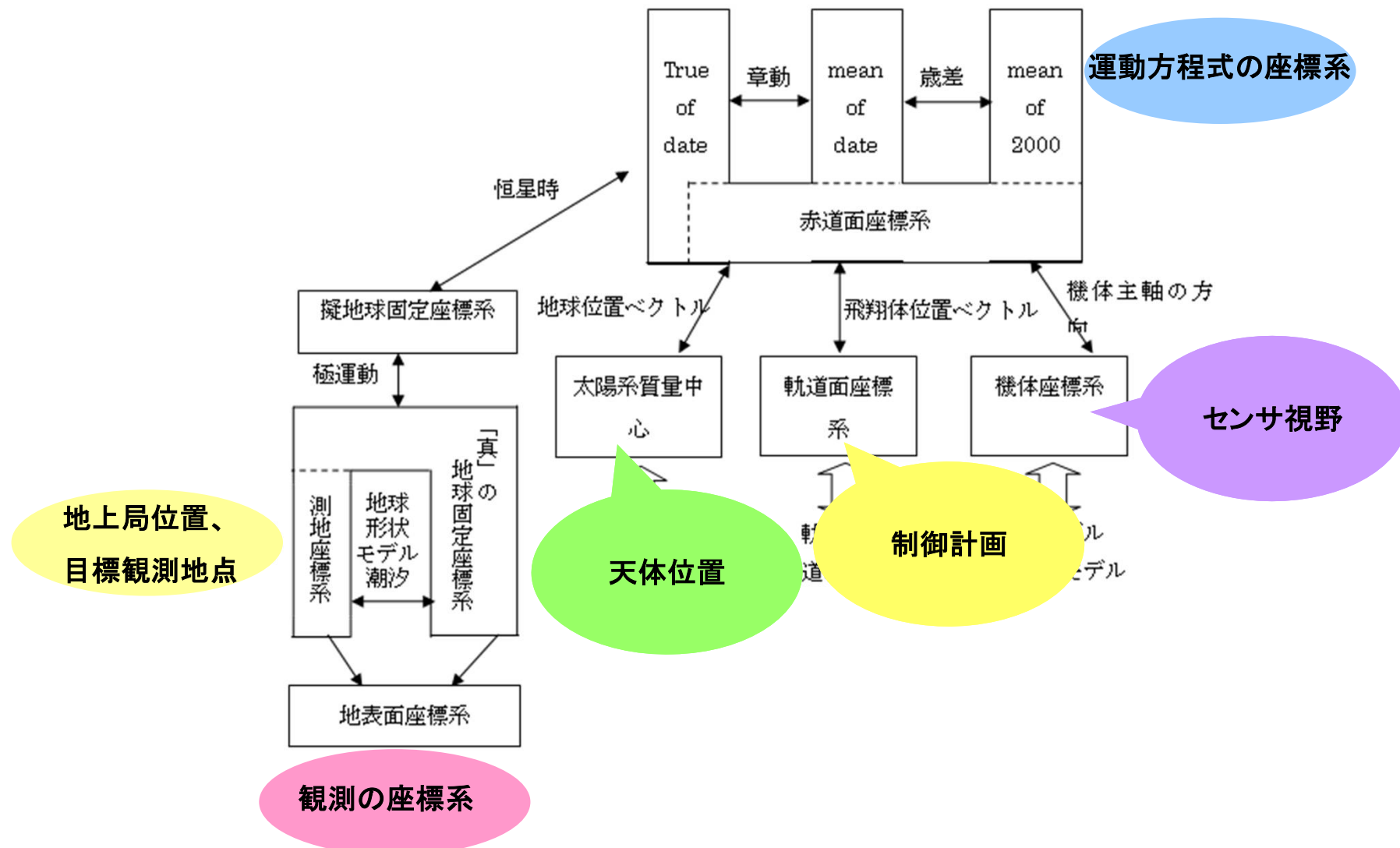
2. 軌道力学系の留意事項

時系の相互関係



2. 軌道力学系の留意事項

座標系の相互関係



2. 軌道力学系の留意事項

周回衛星の主な摂動

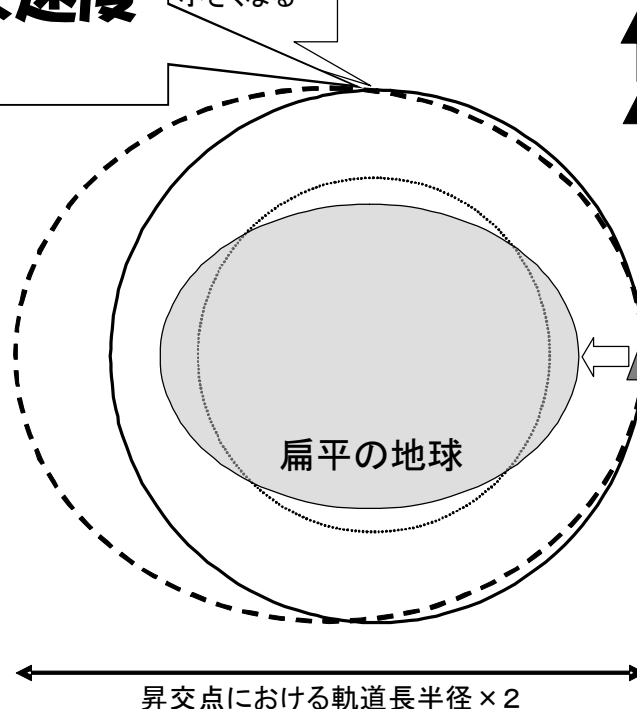
	モデル化 精度	中高度 (300-1000km)	高高度 (20000-36000km)
地球重力 非球状成分	○	J2項(南北の扁平) が主に効く	静止や準天頂ではNon- Zonal項(赤道面形状の 歪み)が効く
太陽／月引力	○		無視できない
大気抵抗	不十分 (大気密度 衛星形状)	大きさ自体は小さい が、常に減速に効くの で時間経過と共に影 響大	
太陽輻射圧	やや不十分 (衛星形状)		無視できない
潮汐による 地球重力歪み	○		

2. 軌道力学系の留意事項

中高度 極軌道の地球形状扁平の影響

極上空では引かれる力が弱く速度が減少

は減速される
→ 小さくなる



速度が大きくなることにより、遠くまで飛んでいくように見える → a が大きくなる

赤道上空では強く地球に引かれて速度が増大
→ 遠くへ飛んでいきそうに見える

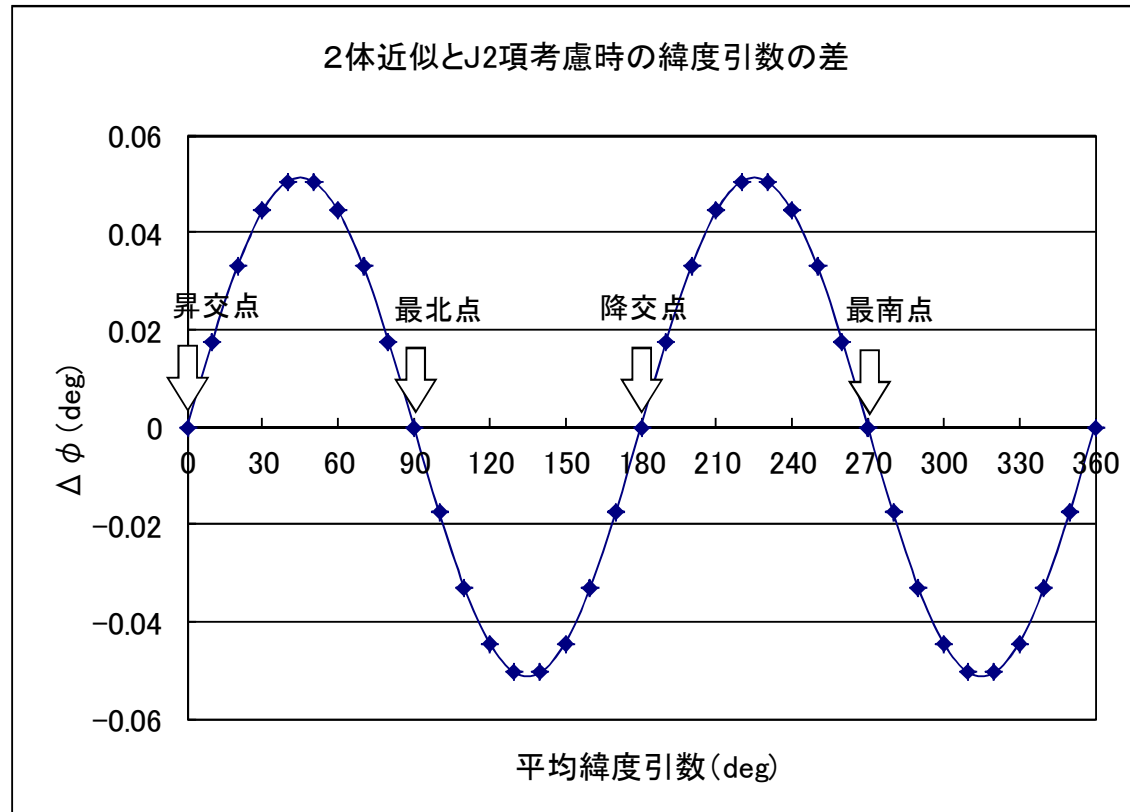
J2による
な引力が

北極／南極上空を通過する極軌道では、軌道長半径が1周回の間で約10km変動する。

円軌道であっても、衛星速度は一定ではない

2. 軌道力学系の留意事項

中高度 極軌道の地球形状扁平の影響



衛星速度が一定でない ⇒ 2体近似計算の衛星位置と、J2項を考慮した衛星位置は緯度引数で約0.05degずれる。

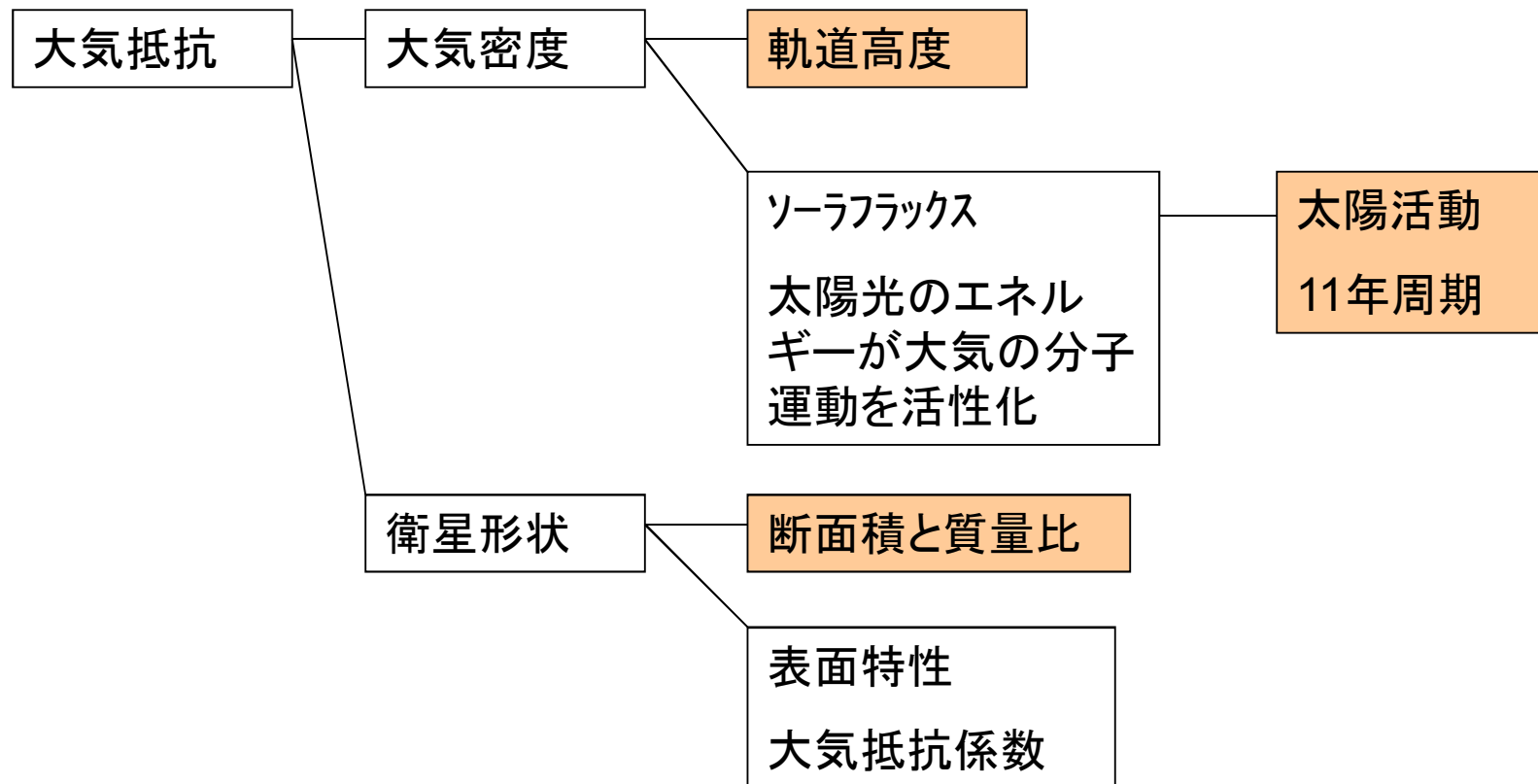
⇒ 地表面距離換算で約5km !

⇒ 高分解能地球観測では無視できない

2. 軌道力学系の留意事項

中高度衛星における大気抵抗の影響

大気抵抗の因果関係を分析すると・・・

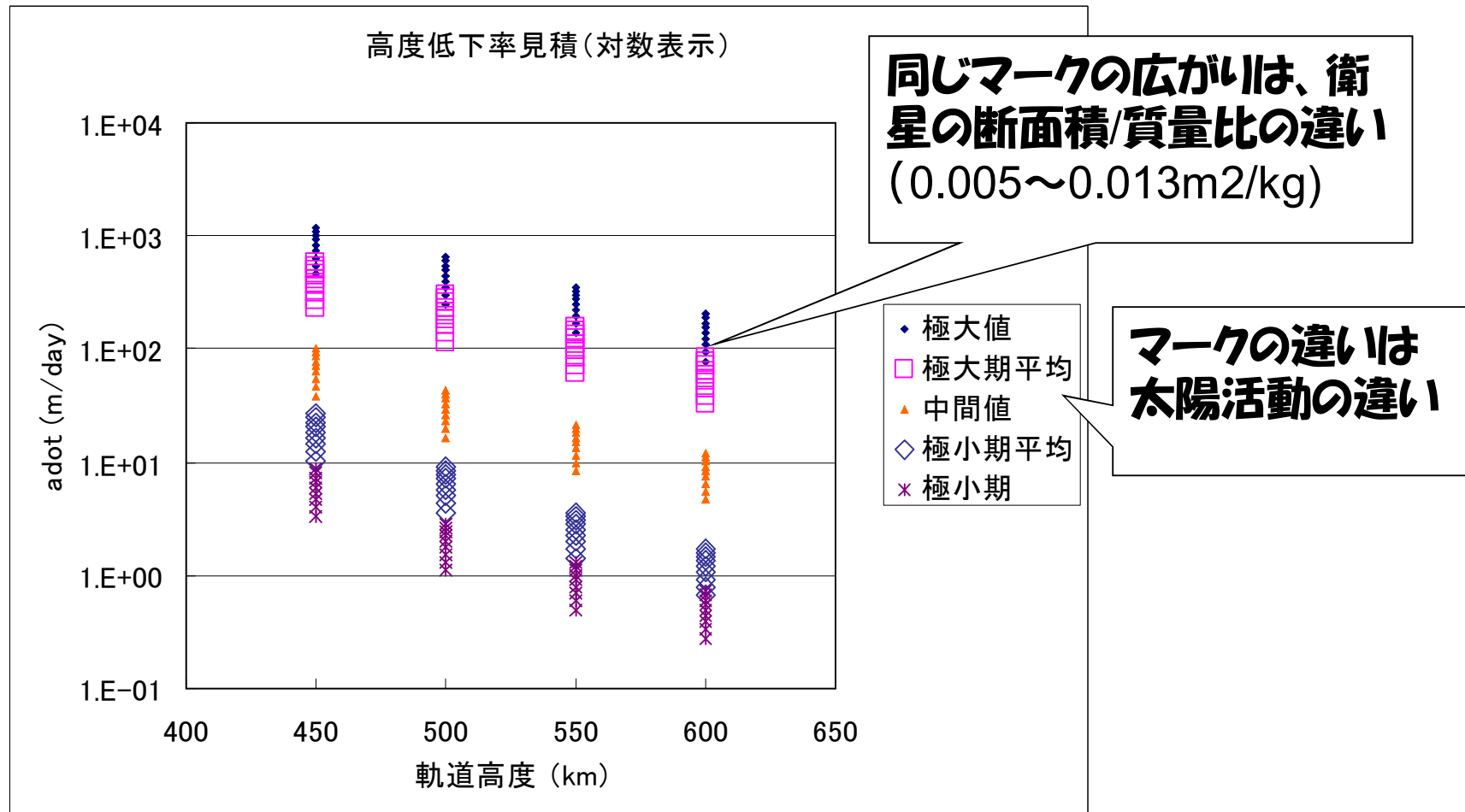


2. 軌道力学系の留意事項

中高度衛星の高度低下率比較

同じ衛星でも、太陽活動時期によって低下率がおおよそ2桁違う

同じ高度の衛星でも、衛星形状によって低下率が違う

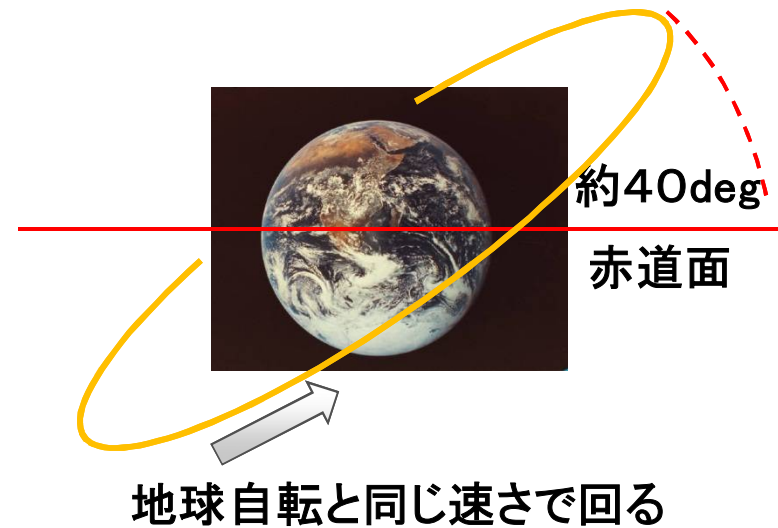


2. 軌道力学系の留意事項

準天頂軌道の摂動

<準天頂軌道>

- ・ $a \sim 42166\text{km}$
- ・ $e \sim 0.01$
- ・ $i \sim 40\text{deg}$
- ・ $\omega \sim 90\text{deg}$
- ・ Ω 複数機構成に応じて等間隔に配置
- ・ 地上軌跡(8の字)の中心経度 $\sim 135\text{degE}$



<摂動の特徴>

- ・ J2項、太陽／月引力により Ω が -5deg/年 で回転
⇒ この回転は制御せず、そのまま放置する
- ・ i 、 e 、 ω の太陽／月引力摂動の大きさが Ω に依存する

コンステレーションを構成する各衛星 Ω の違いにより軌道変動の状況が異なる。
同じ衛星でも Ω の経年変化により軌道変動の状況が年々変化する。

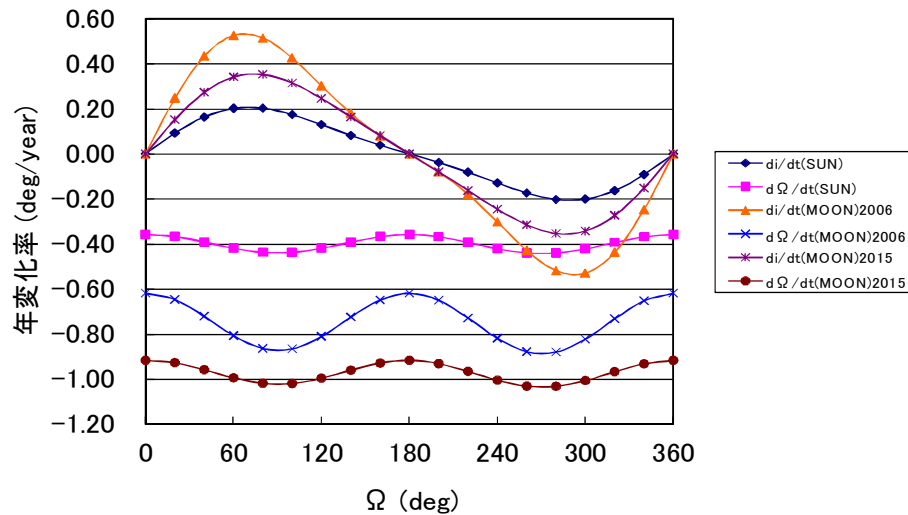
2. 軌道力学系の留意事項

太陽／月引力による年変化率の Ω 依存性

軌道傾斜角、離心率の年変化率は $\Omega=180\text{deg}$ で0

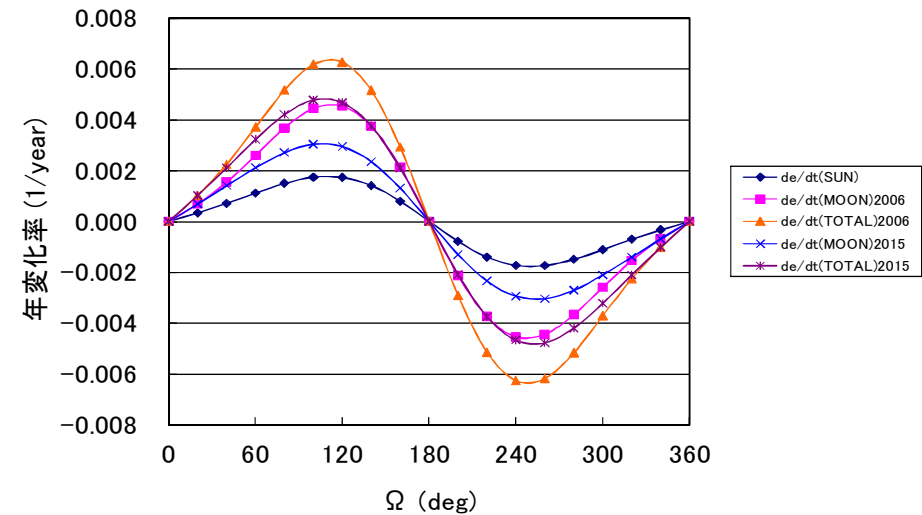
⇒初期投入時、 $\Omega\sim 180\text{deg}$ 付近に置いた方が軌道保持に必要な推薬は少なくて済む

太陽／月引力による i 、 Ω の年変化率 ($e=0.099$, $i=45\text{deg}$)



< i 、 Ω の年変化率 >

太陽／月引力による e 年変化率 ($e=0.099$, $i=45\text{deg}$)



< e の年変化率 >

2. 軌道力学系の留意事項

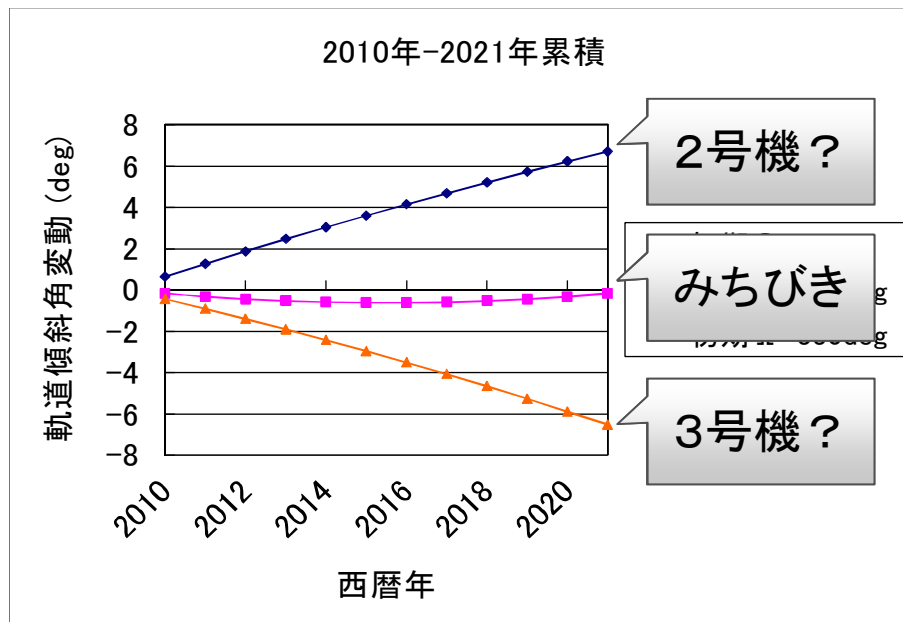
準天頂衛星3機構成の場合、軌道保持に必要な推薬は？

“みちびき”は $\Omega \sim 210\text{deg}$ に投入された。（12年間で Ω : $210 \rightarrow 150\text{deg}$ ）

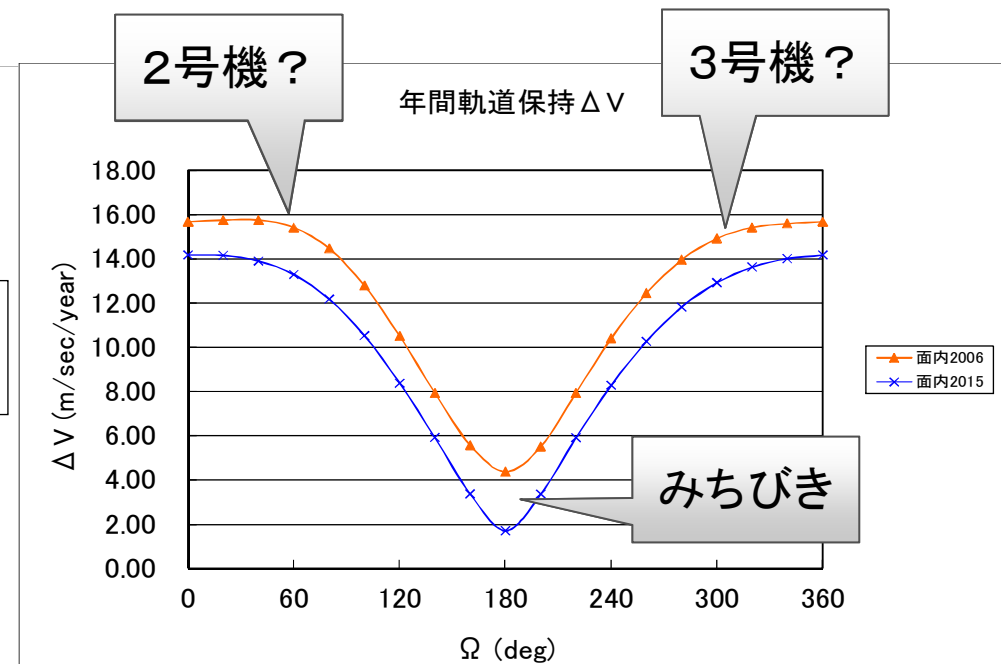
⇒太陽／月引力摂動が最も小さい、軌道保持推薬がトク

2号機、3号機を Ω について120deg間隔に投入すると……

⇒軌道保持推薬は“みちびき”の3～4倍！？



<12年間の i の変化量>



<中心経度とeベクトル保持に要する ΔV >

3. 軌道決定のエッセンス

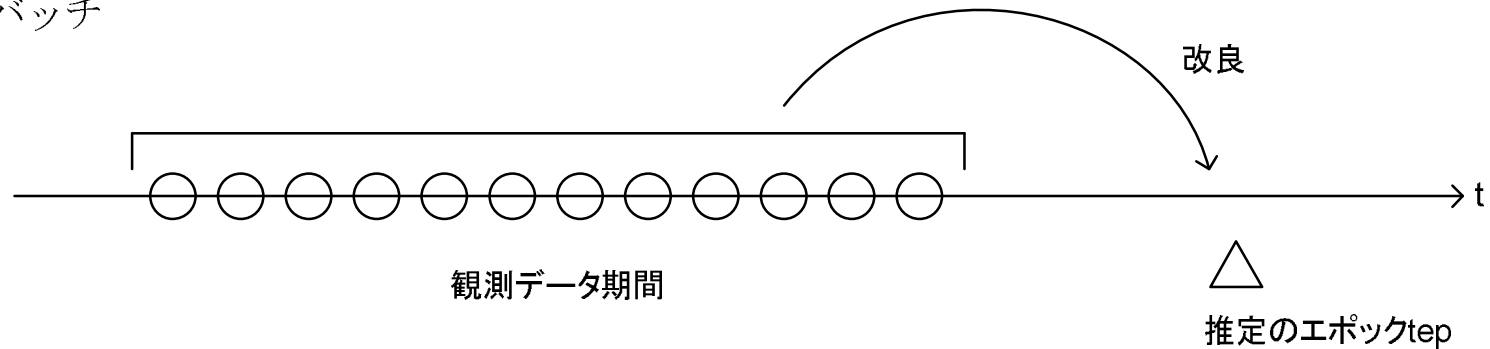
軌道決定の基礎

- 衛星を観測: 観測値 “O”(Observation)
観測地点との距離・距離変化率、観測地点から見た方向角度 など
- 初期値ありき: ある時刻の位置/速度ベクトルgiven (r_0 、 V_0)
- 観測時刻まで軌道伝播: (r_0 、 V_0)を初期値として運動方程式を積分
 $dr/dt=V$ $dV/dt=\alpha(t)$ $\alpha(t)$:加速度 $\Rightarrow$ 力学モデル
 $r=g1(r_0, V_0)$ $V=g2(r_0, V_0)$
- (r 、 V)で観測物理量を定式化: 計算値 “C”(Calculation)
 $Z=f(r, V, p)=f(g1(r_0, V_0), g2(r_0, V_0), p) \Rightarrow$ 観測モデル
- 多数の観測値に対して、(O-C)の二乗和が最小になるように
(r_0 、 V_0)の改良分を求める
 $\Phi=\Sigma[Z(\text{観測値})-Z(\text{計算値})]^2\rightarrow\min$

3. 軌道決定のエッセンス

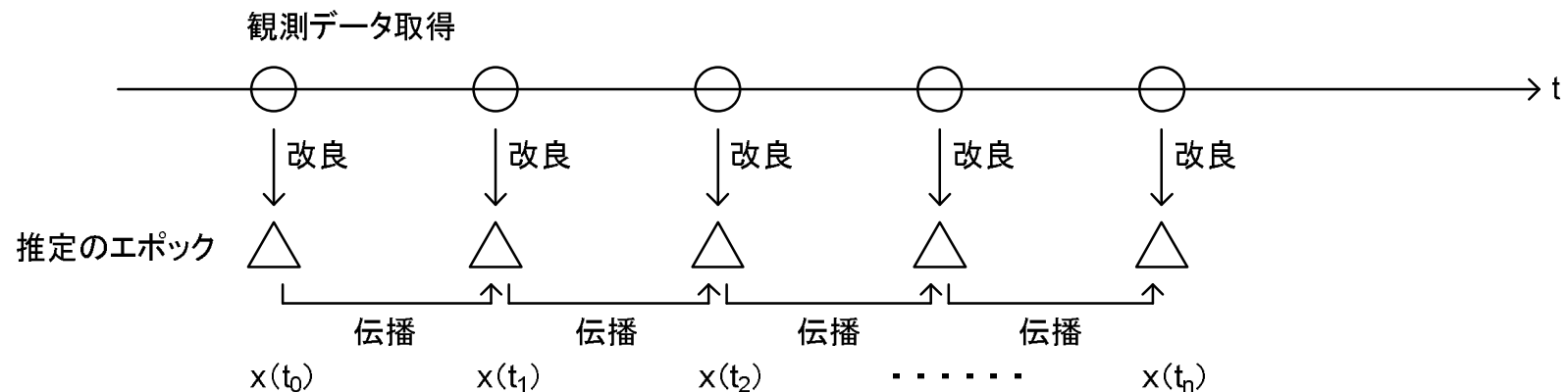
バッチ方式とフィルタ方式

(1) バッチ

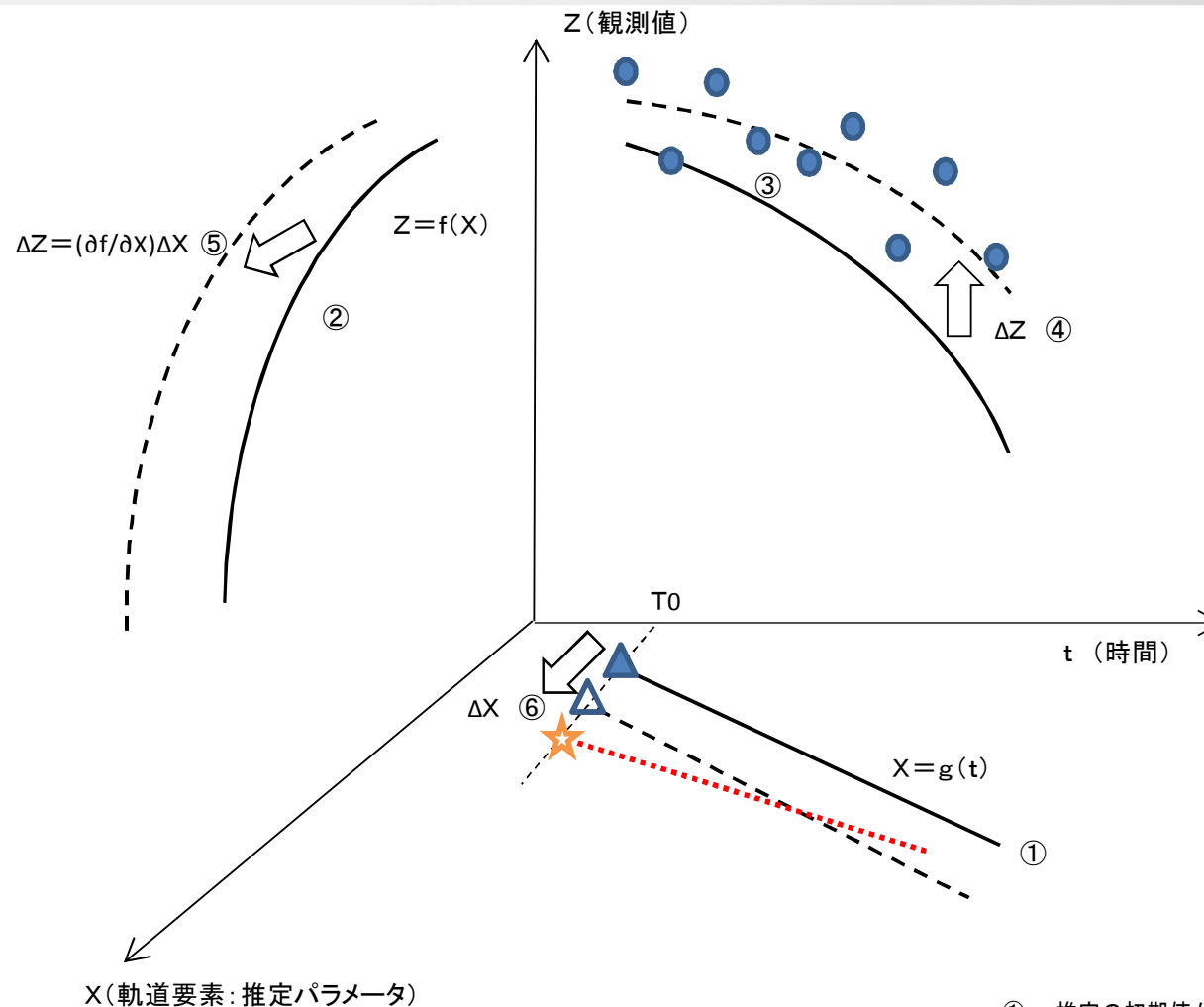


tepのパラメータ x が改良を重ねる（イタレーション毎）に
 $x_0 \rightarrow x_1 \rightarrow x_2 \rightarrow \dots \rightarrow x_n$ と変化していく

(2) フィルタ



3. 軌道決定のエッセンス

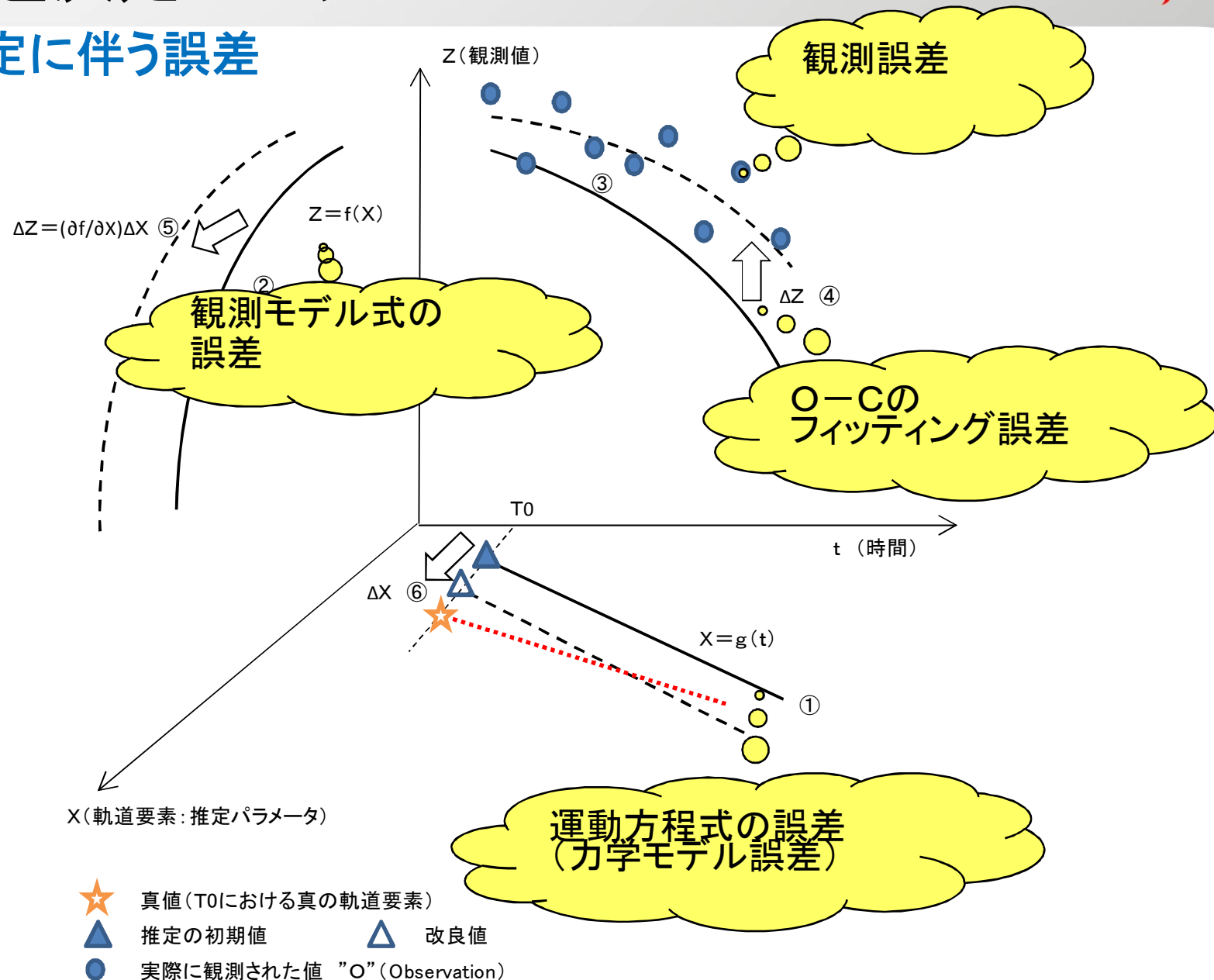


-  真値 (T0における真の軌道要素) 真の軌道暦
 推定の初期値  改良値
 実際に観測された値 "O" (Observation)

- ① 推定の初期値から運動方程式 $X=g(t)$ に基づき軌道を伝播する。
 - ② 観測モデル式 $Z=f(X)$ に基づき、各時刻の観測値 "C" (Calculation) を計算する。
 - ③ "O"と"C"を比較する。
 - ④ O-Cの2乗和が最小になるような"C"のシフト分 ΔZ を計算する。
 - ⑤ $Z=f(X)$ の関係式から、 ΔZ の変化に対応するXの変化分 ΔX を計算する。
 - ⑥ 推定初期値が ΔX だけ「改良」される。
- ①～⑥を ΔX が所定の微小量になるまで繰り返す。

3. 軌道決定のエッセンス

軌道決定に伴う誤差



3. 軌道決定のエッセンス

軌道決定誤差低減の工夫

●観測誤差（観測設備に付随する誤差）

明らかに異常なデータの棄却、バラツキの大きいデータの平滑化。

●運動方程式の誤差

大気密度モデルはできるだけ最新の太陽活動パラメータを使って計算。

大気抵抗や太陽輻射圧の不確定さを吸収する「補正係数」を導入しておき、軌道要素と一緒に推定してしまう（一種のモデル誤差のゴミタメ）。

●観測モデル式の誤差

観測地点を精密に記述するため、実測値に基づく地球運動パラメータを使う。
モデル化しきれない誤差を「バイアス」として導入しておき、バイアスを推定する。

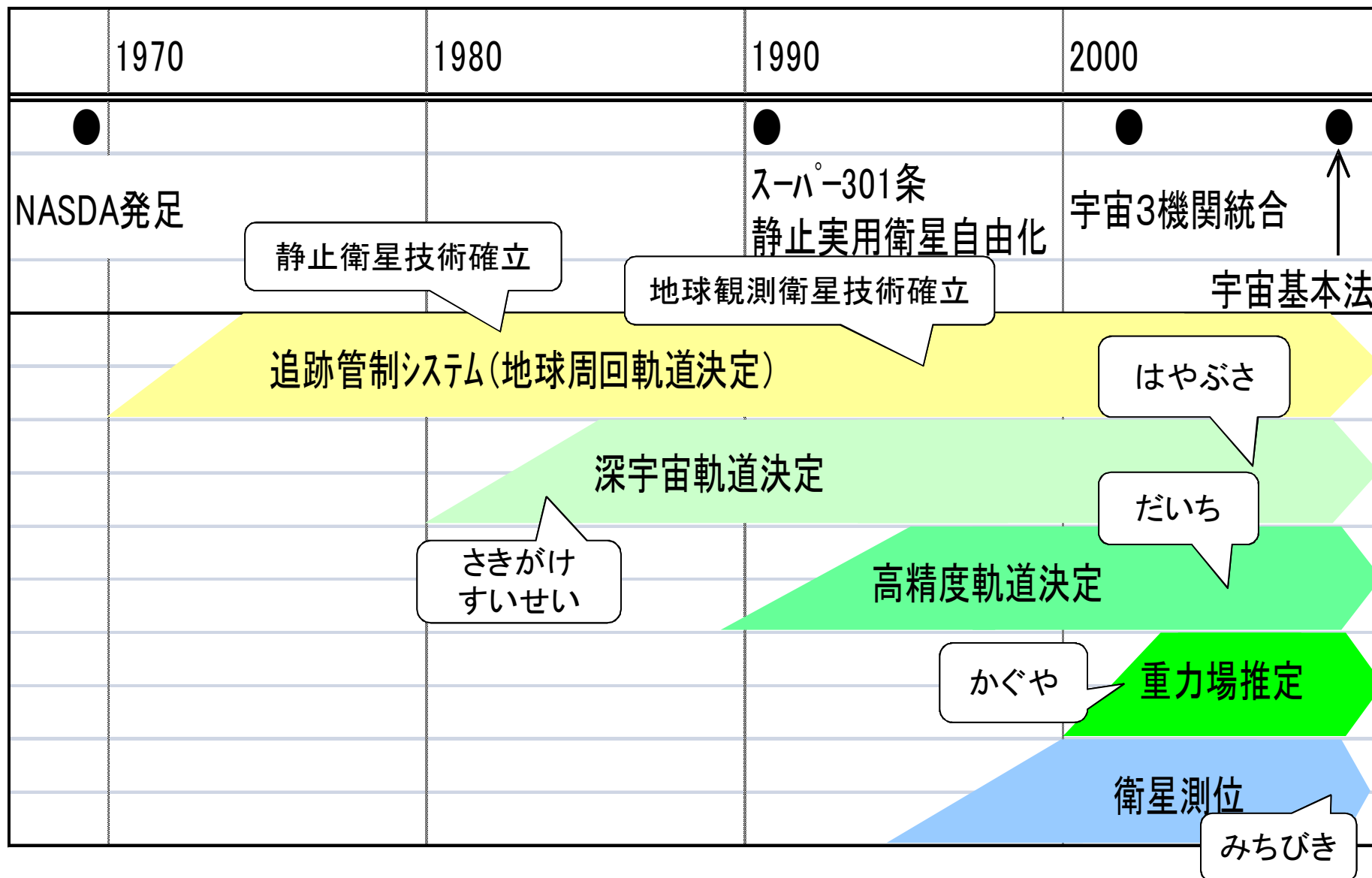
●O-Cフィッティング誤差

運用対処で低減する。

O-Cが大きく逸脱している観測データを推定対象から外す。

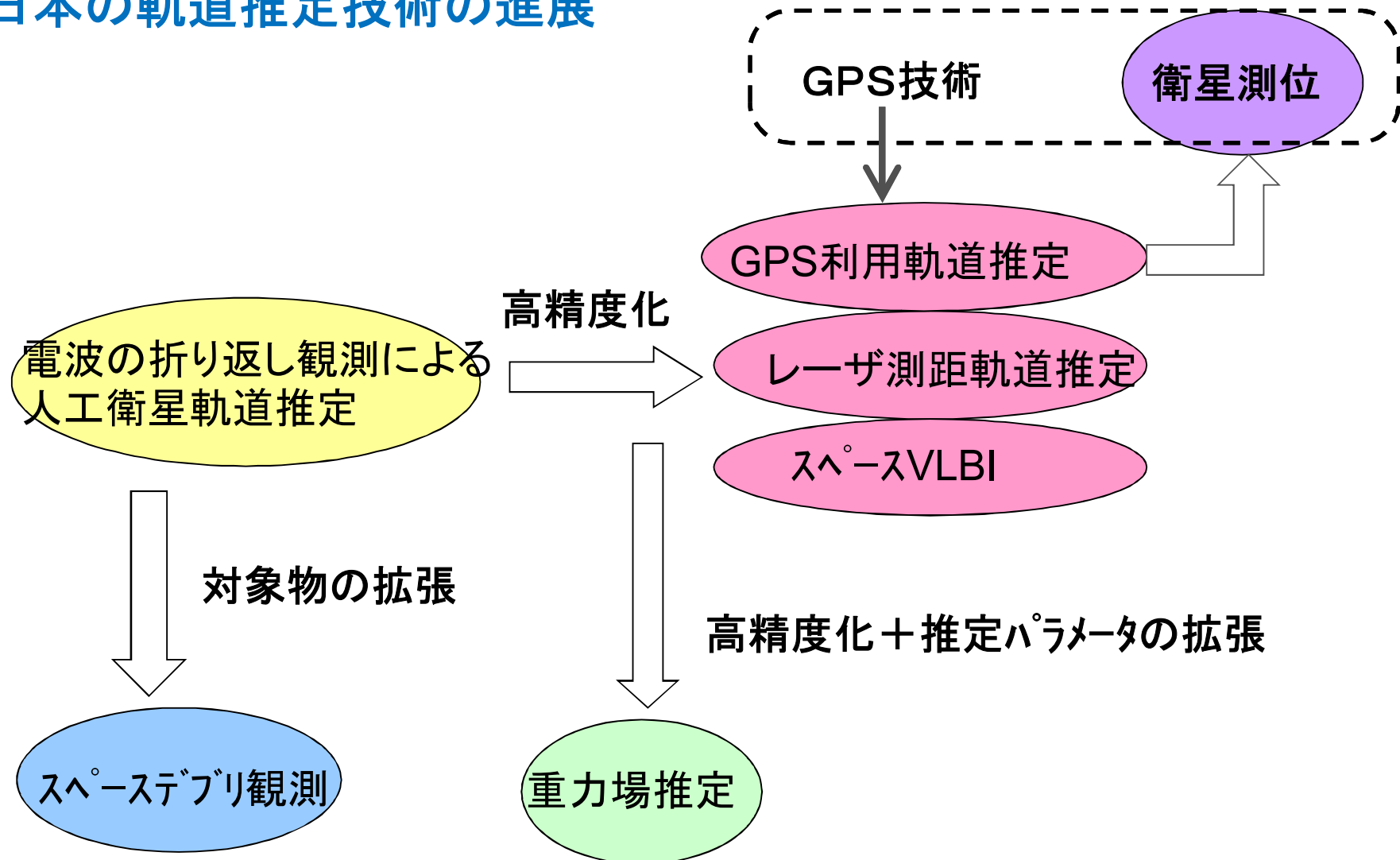
フィッティング期間（軌道決定に使う観測期間）を調節してベストフィットを探す。

4. 軌道力学系関連システムの歴史



4. 軌道力学関連技術の歴史

日本の軌道推定技術の進展



VLBI: 超長基線干渉観測

5. システム事例

富士通が関与したJAXA殿システムの一部を紹介

- (1) GPS利用高精度軌道決定システム
- (2) 準天頂衛星測位実験システム
- (3) かぐや月重力場推定
- (4) はやぶさ軌道決定
- (5) スペースデブリ関連システム

5. 1 GPS利用高精度軌道決定システム

GPS (Global Positioning System)を使って人工衛星の軌道を精密に推定するシステム

《開発の背景》

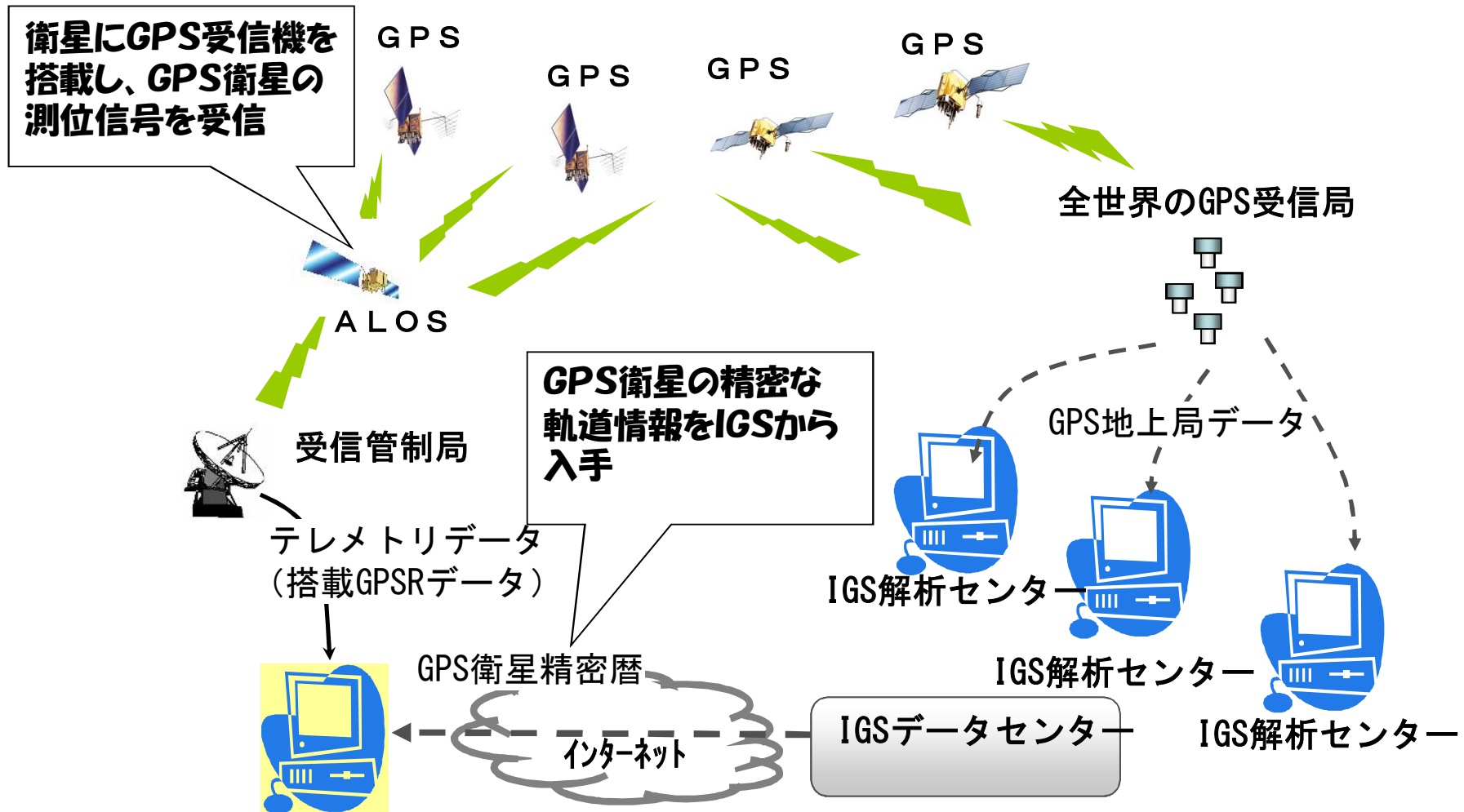
1980～90年代の日本の地球観測衛星は従来の電波折り返し測距による軌道決定を実施しており、精度は数100mオーダー。

地球観測ミッションの高精度化に伴い、軌道決定精度の改善が要求されるようになった

2006年に打ち上げられたALOS(だいち)は、精密な地図を作成するため、1mの軌道決定精度が要求された。

5. 1 GPS利用高精度軌道決定システム

GPS利用高精度軌道決定の概要



高精度軌道決定システム

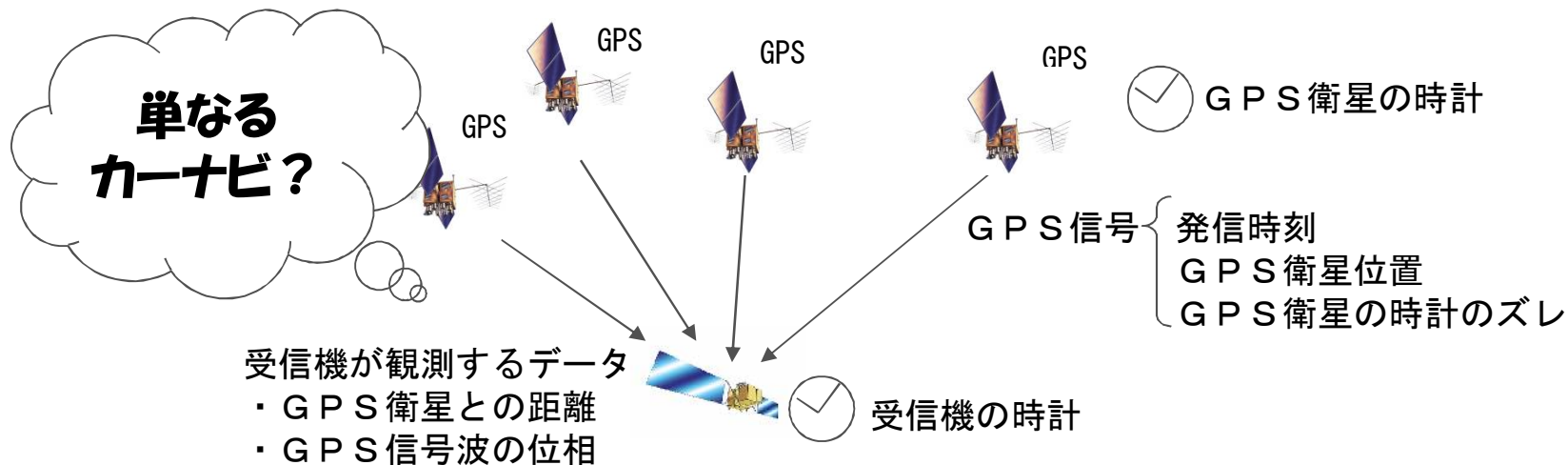
IGS (International GNSS Service)

4. 1 GPS利用高精度軌道決定システム

GPSによる衛星位置決定の原理

GPS衛星から発信されるGPS信号を受信して、受信地点の位置を決定する。

- ＜ポイント＞
- ・送信側の位置情報が必要
 - ・受信／送信で時計が違う → 双方の時計のズレ情報が必要。



■ 単独測位(カーナビの原理)とは・・・

4つ以上のGPS衛星から信号を受信し、GPS衛星－受信機間距離から受信機の位置と時計のズレを決定する。

衛星搭載GPS 位置誤差: 数10m

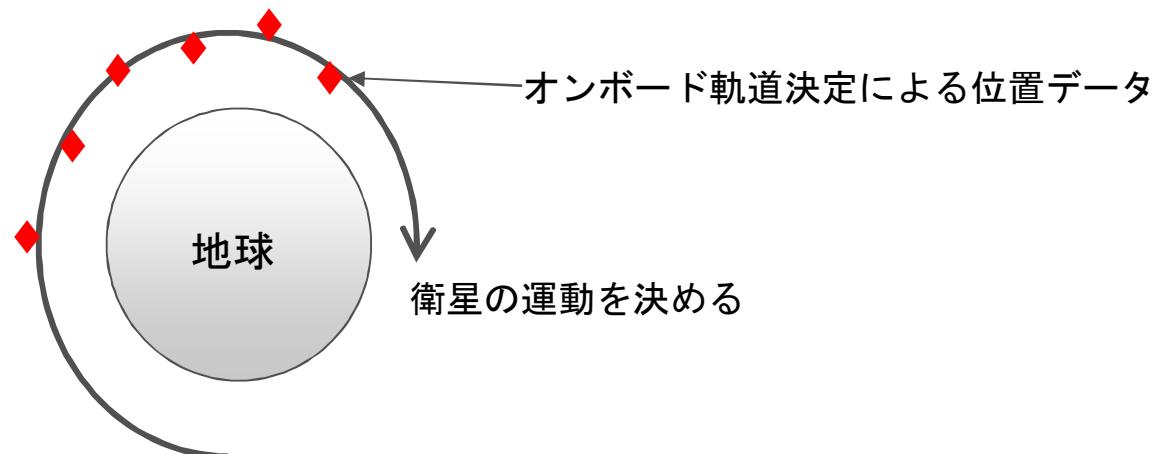
速度誤差: 約0.1m/sec以上 → 軌道予測に問題あり

5. 1 GPS利用高精度軌道決定システム

■ 軌道予測に使える位置／速度精度を得るために・・・

衛星に作用する複雑な外力(摂動)を考慮して、衛星の運動方程式を計算する必要がある

オンボード軌道決定結果をテレメトリで地上に降ろし、
ある期間における複数の位置データをフィッティングすることにより、
衛星の位置と速度(運動状態)を決定する。 → **GOSAT(いぶき)**で実施
位置誤差: 10ー30m、 速度誤差: 約0. 001m/sec



5. 1 GPS利用高精度軌道決定システム

- 衛星位置をさらに高精度に決定するために・・・
 - ・精度の良いGPS信号波の位相データを使う(測定精度: 数mm)
 - ・衛星に作用する複雑な外力も一緒に推定してしまう
 - ・GPS衛星から放送される軌道／時計情報より、もっと高精度のデータを使う
(自前で決定する or IGS公開精密暦を使う)
- GPS利用高精度軌道決定とは
 - ＜Step1＞

GPS地上局で受信したGPS信号(位相)により[GPS衛星軌道と時計ズレ](#)を精度よく決定する。
 - ＜Step2＞

上記の結果と衛星搭載受信機が受信したGPS信号(位相)を用いて、[ターゲット衛星軌道と時計ズレ](#)を、複雑な外力パラメータと一緒に推定する。

位置精度: 10cm－1m未満(ALOS実績)

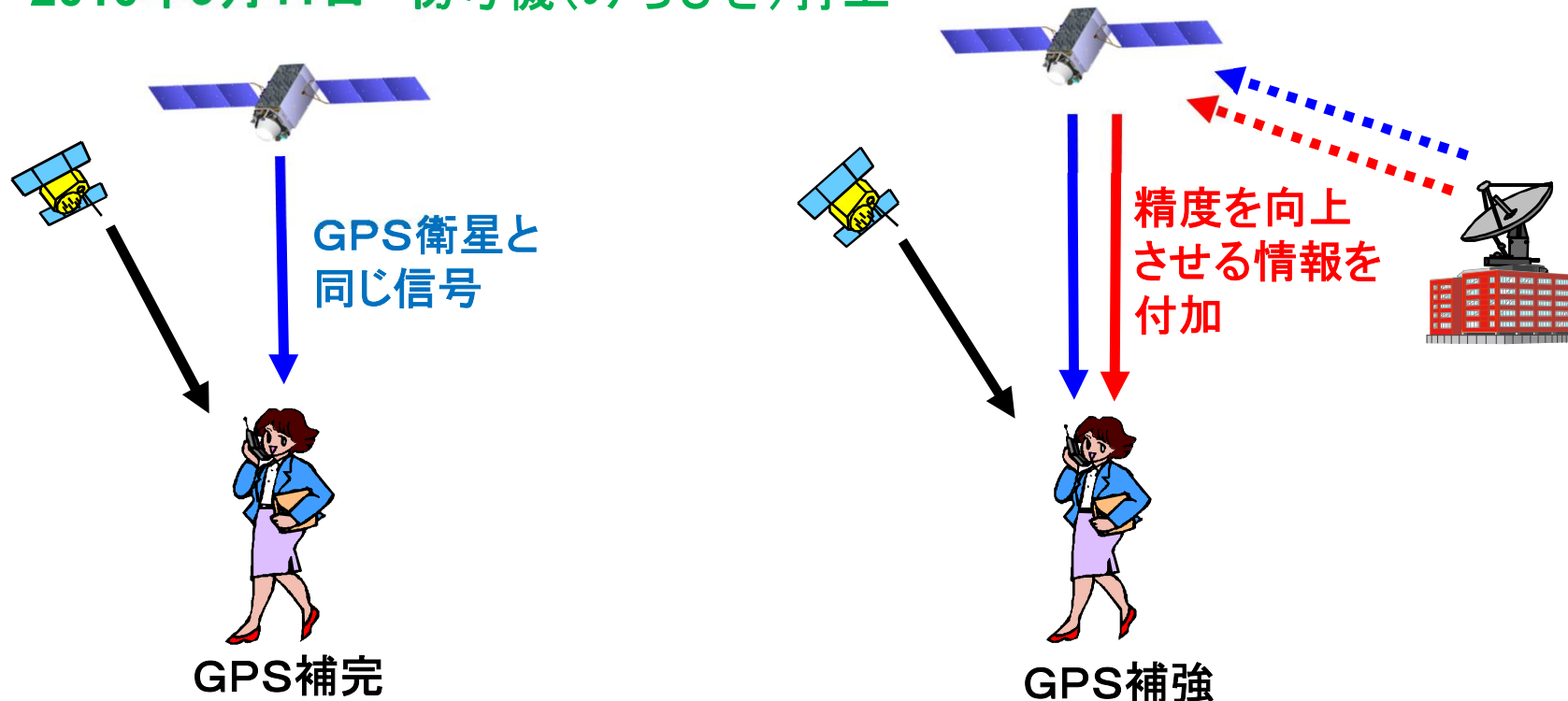
5. 2 準天頂衛星測位実験システム

準天頂衛星のねらい

日本版GPS衛星の技術獲得

- ・都市部、山間部など見通しの悪い地域におけるGPS補完
- ・測位補強信号の送信によるGPS補強

2010年9月11日 初号機(みちびき)打上



5. 2 準天頂衛星測位実験システム

測位衛星の要件

「航法メッセージ」として以下を送信する。

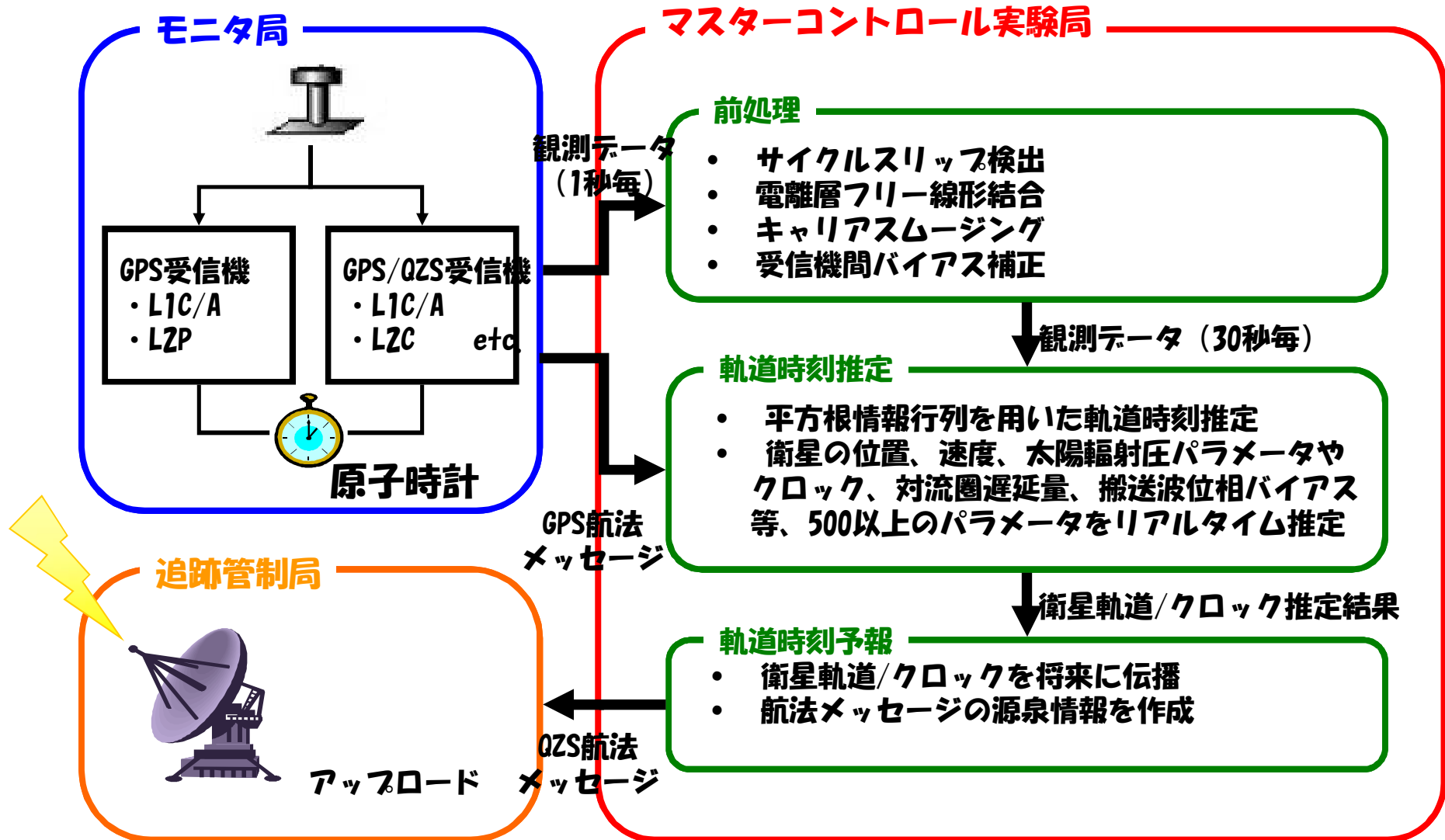
- ・衛星の軌道情報(放送暦)
- ・衛星時計の補正情報
- ・電離層遅延の補正情報

これらを精度よく、準リアルタイムに計算する

準天頂衛星の時計ズレをGPS時系に対して精度よく推定するために、
GPS衛星と準天頂衛星の測位信号から、軌道と時計を推定する。
⇒高精度軌道時刻推定システム

5. 2 準天頂衛星測位実験システム

高精度軌道時刻推定の概要



4. 2 準天頂衛星：衛星測位システム

“みちびき”の精度目標

軌道時刻推定精度目標(95%)

項目		GPS	QZS
軌道	Along track	2.0 [m]	1.4 [m]
	Cross Track	2.0 [m]	1.4 [m]
	Radial	1.0 [m]	0.7 [m]
クロックオフセット		3.0 [ns]	2.5 [ns]

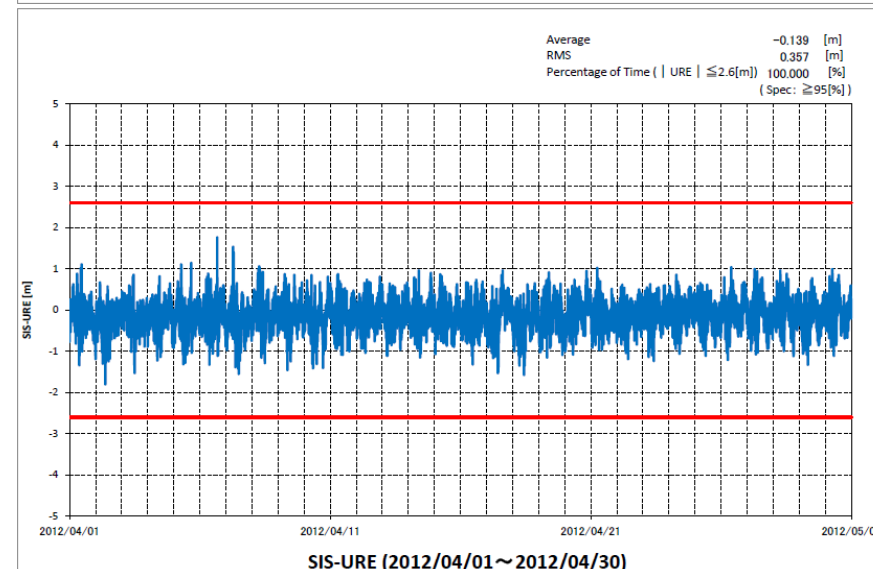
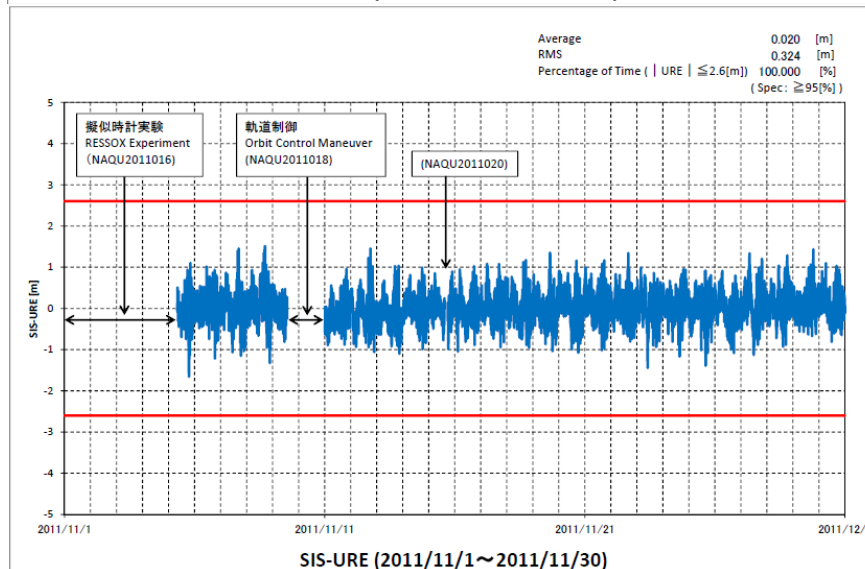
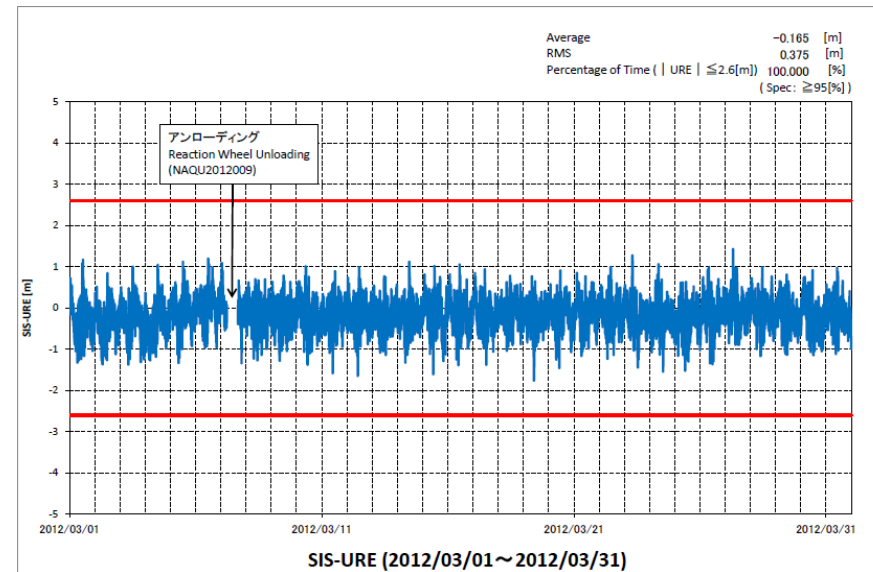
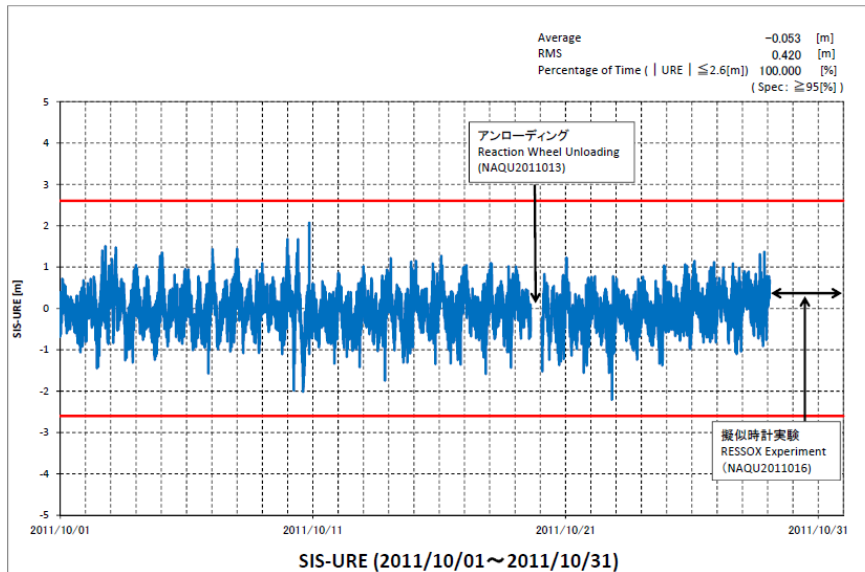
SIS-URE (Signal in Space User Range Error) 目標

2. 6m (95%)

測位ユーザと衛星間視線方向の位置誤差と、クロック誤差を距離換算した誤差を含む

5. 2 準天頂衛星測位実験システム

SIS-URE実績(JAXA殿公開データより)



5. 3 かぐや月重力場推定

月重力場推定の背景

過去の月重力場の測定

- ・月面での直接測定：アポロ11、12、14、17()
- ・衛星のドップラデータ：ルナオービタ、アポロ、クレメンタイン
ルナ・プロスペクタ、ルナ(ソビエト)

質量の塊があることが発見されたが、
月の表側だけの観測で、モデル精度はまだ十分ではなかった。

SELENE(かぐや) 日本初の本格的な大型月探査機

2007年9月14日 H-2Aロケットにより打上

2009年6月 ミッション終了

SELENEの成果は

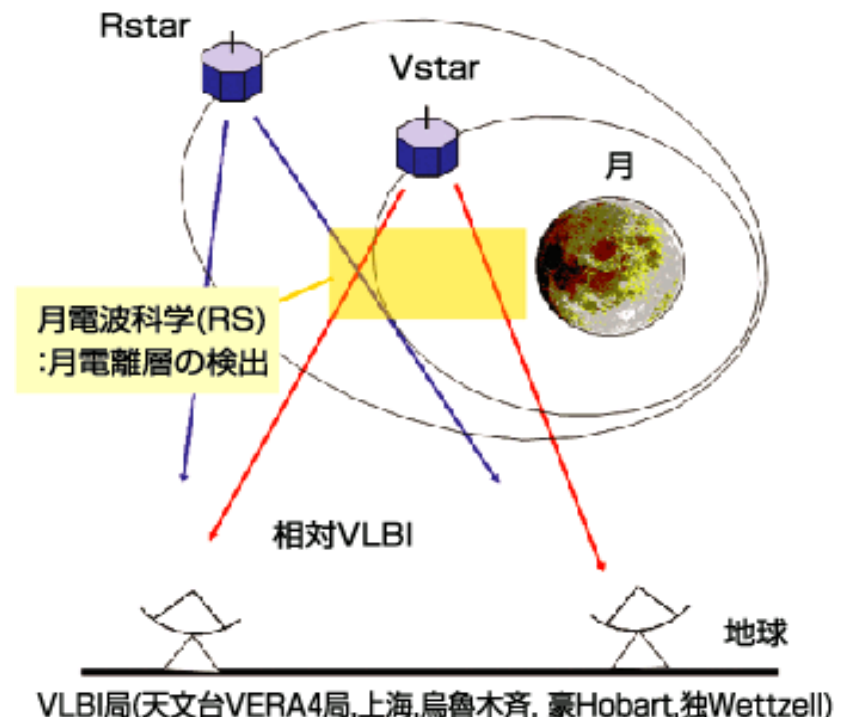
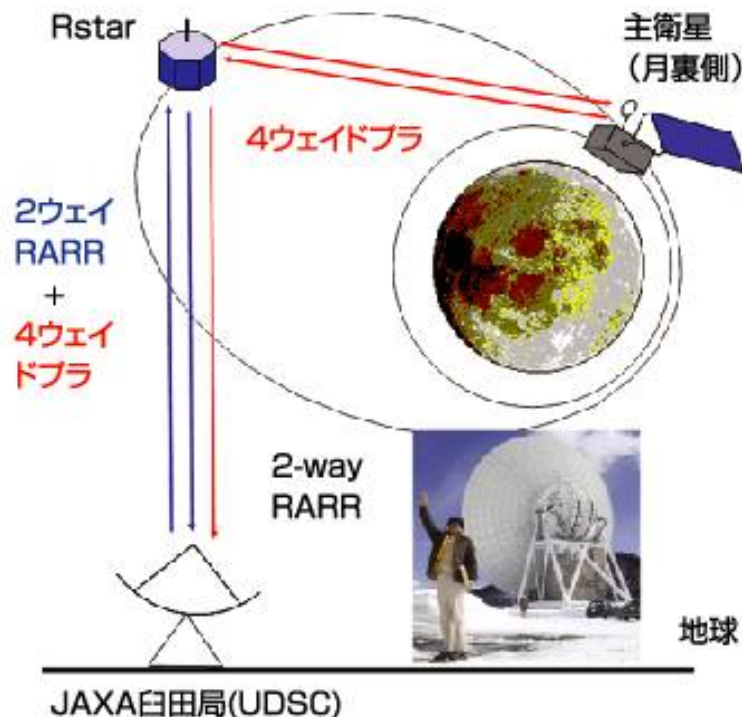
米国科学誌「サイエンス」に掲載 2009年2月13日号



5.3 かぐや月重力場推定

SELENEの月重力場測定の概要

- ・リレー衛星による月裏側4wayドプラ計測 / RSAT(Relay SATellite)
地球から、月はその一方しか見る事ができない。
RSATは世界で初めて裏側の重力場を直接測定する。
- ・VLBI電波源 / VRAD(VLBI RADio source)
相対VLBIという手法により子衛星が発する電波を追跡して軌道を正確に決定し、重力場の精度を高める。



5. 3 かぐや月重力場推定

月重力場推定のポイント

重力ポテンシャルを緯度 ϕ 、経度 λ の球関数で表す。

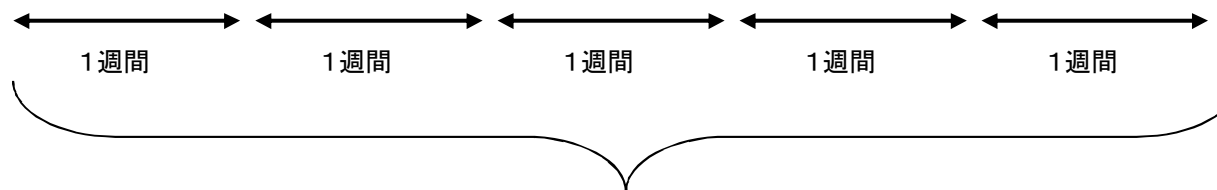
$$U \sim \sum_n \sum_m P_n^m(\sin \phi) (C_{nm} \cdot \cos m \lambda + S_{nm} \cdot \sin m \lambda)$$

衛星の運動方程式は

$$dx/dt = f(x, \boxed{C_{nm}, S_{nm}})$$

これを推定する

Step1)短アーク処理: 1週間分のデータで軌道要素のみ推定

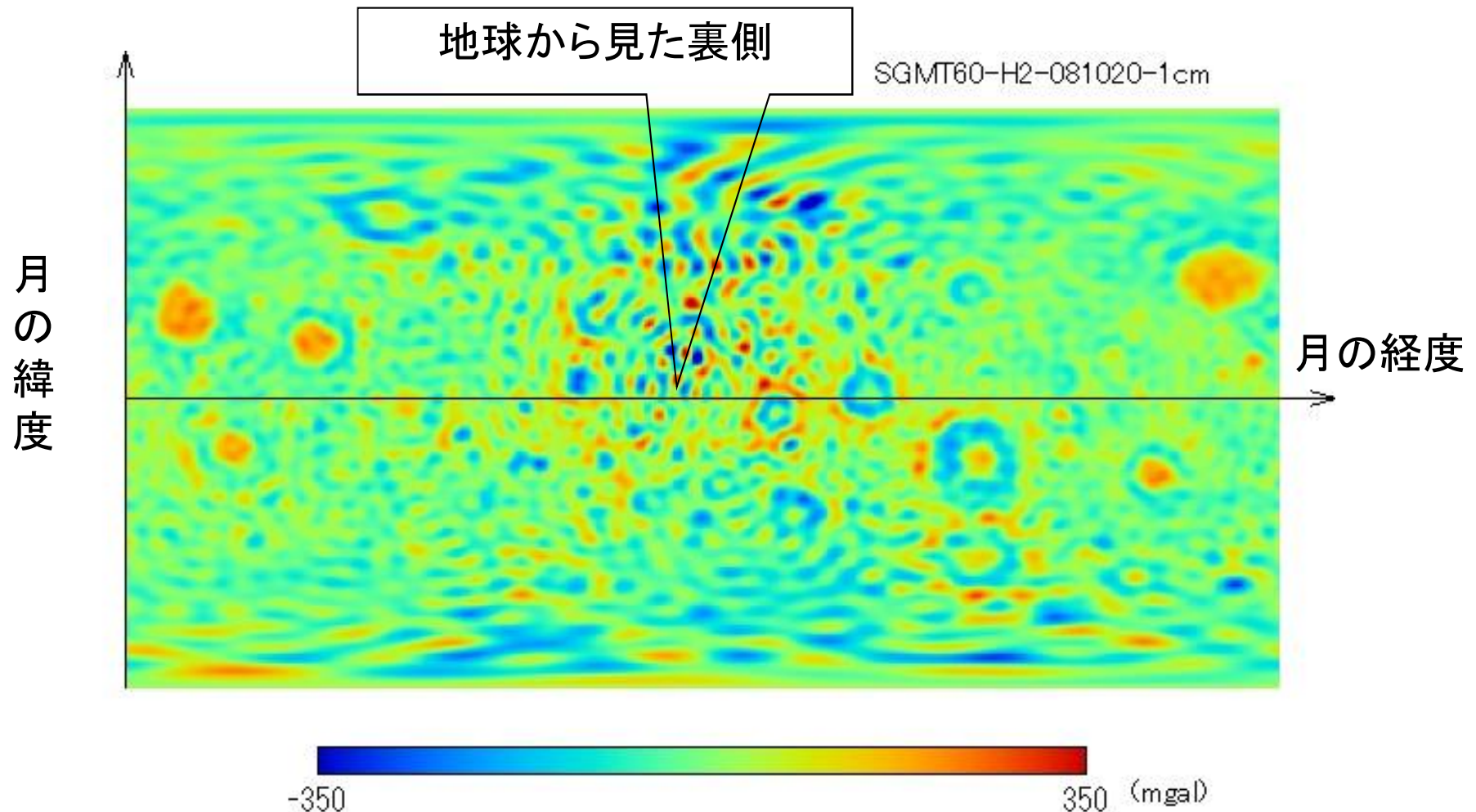


Step2)全アーク共通で重力係数を推定する

5. 3 かぐや月重力場推定

月重力場推定の成果

SELENE用に開発した月重力場推定プログラムにより作成した月重力場のマップ



5. 4 はやぶさ軌道決定

**イトカワ最接近時の
地球ーはやぶさ間
距離は約3億km**

イオンエンジン故障(2009年)
・衛星状態監視(推力モニタ)
・軌道決定(イオンエンジン推力評価)

地球帰還(2010年)
・NASA/DSN局運用
・軌道決定
・ ΔV (推力)モニタ

打上げ(2003年)
・NASA/DSN局運用
・初期軌道決定

地球スイングバイ(2004年)
・NASA/DSN局運用
・軌道決定

小惑星イトカワ到着(2005年)
・NASA/DSN局運用
・軌道決定(光学・電波複合)

イオンエンジン巡航時
(2003年～2010年)
・衛星状態監視(異常自動検知)
・軌道決定

画像提供：JAXA

5. 4 はやぶさ軌道決定

電波・光学複合軌道決定

- ・地上局と宇宙機間の電波による観測（電波航法）

観測誤差は $L1$ に比例して増大

電波航法決定精度 $L1 \times \theta1 \sim 3 \times 10^8 \text{km} \times 10^{-6} \text{rad} \sim 300 \text{km}$

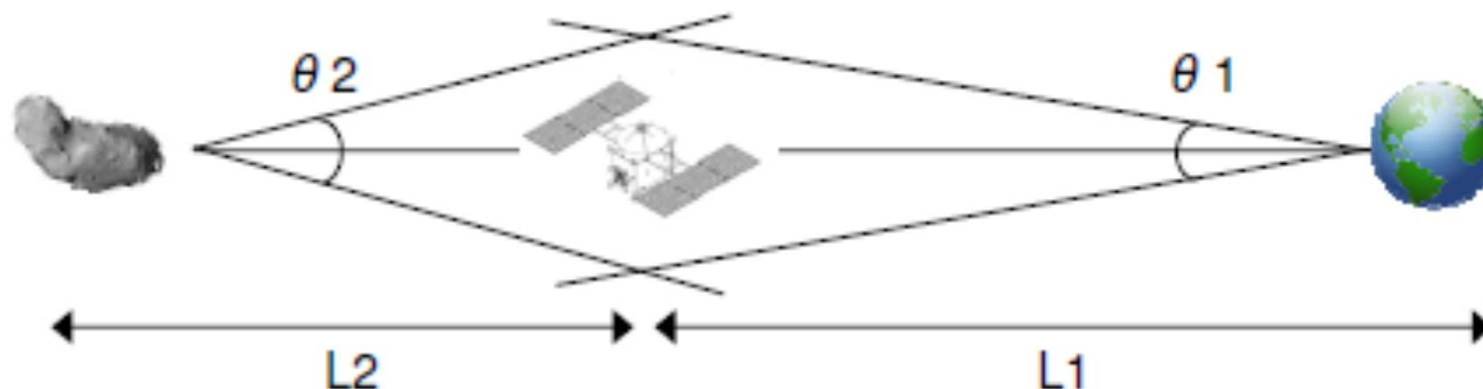
- ・目標天体を光学カメラで観測（光学航法）

$L2$ が小さくなるほど精度向上

光学センサの角度精度 $\theta2 \sim 8 \times 10^{-4} \text{rad}$

- ・電波航法と光学航法が拮抗する距離

$L1 \times \theta1 = L2 \times \theta2$ より $L2 \sim 40 \text{万km}$



5. 4 はやぶさ軌道決定

電波・光学複合軌道決定結果

Epoch	使用データ			決定精度(1 σ)		備考
	レンジ	トップラ	光学	位置	速度	
2005/7/29	6/30	6/27-7/2	—	1800km	72cm/s	“合”前の電波データのみによる軌道決定
2005/7/29	—	—	7/29 STT (9data) weight: 0.04deg	45km	6cm/s	上記ケースの事後共分散を初期共分散として軌道要素を推定
2005/7/29	7/30	7/28-30	7/29 STT (9data) weight: 0.04deg	83km	176cm/s	“合”明けの電波データ+光学データ
2005/8/9	8/8-12	8/8-12	8/8-12 STT (15data) weight: 0.05deg	21km	10cm/s	小惑星位置誤差による光学データ誤差=0.01degをweightに加味
2005/8/22	8/22	8/22	8/22-23 ONC-T (10data) weight: 0.002deg	0.3km	0.4cm/s	
2005/8/29	8/29	8/29	8/29 ONC-T (4data) weight: 0.005deg	1km	2cm/s	

5. 5 スペースデブリ関連システム

デブリ観測システムの概要

- ・スペースデブリの観測
 - 光学観測： 美星スペースガードセンター(BSGC)
主に静止軌道付近
 - レーダ観測： 上斎原スペースガードセンター(KSGC)
主に低高度軌道
- ・NORADからTLEを収集→カタログ化
- ・接近回避、衝突予測、落下予測等の解析

TLE: Two Line Element

NORAD : 北アメリカ航空宇宙防衛司令部

5. 5 スペースデブリ関連システム

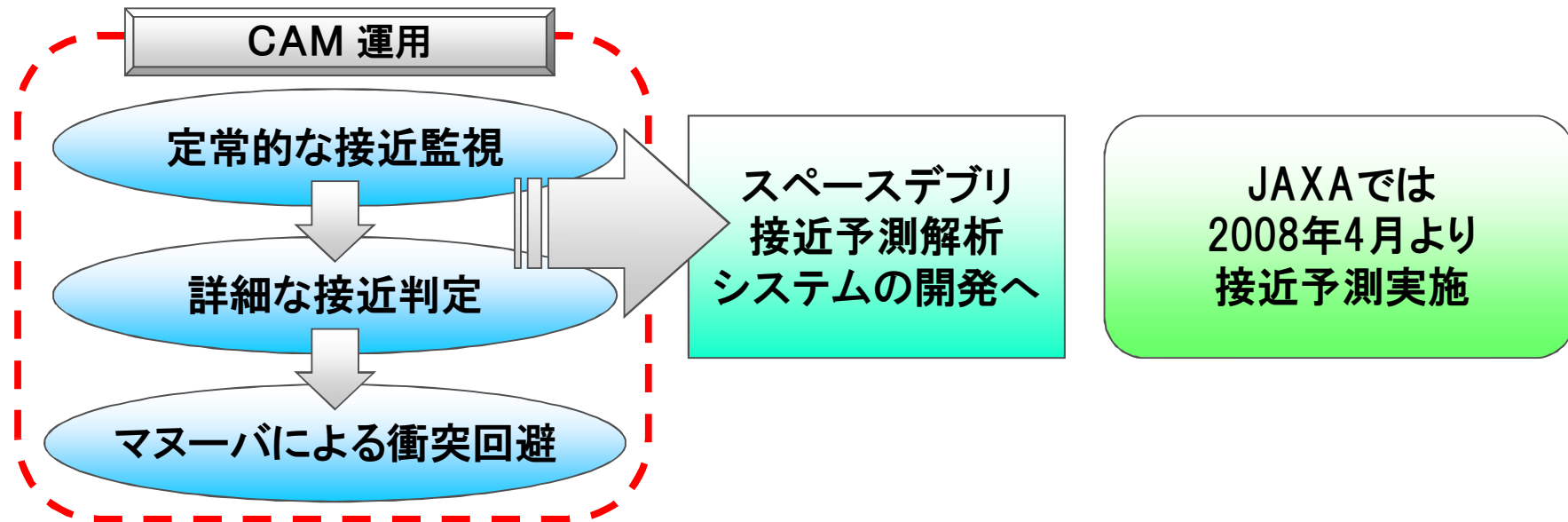
接近予測解析システム開発の背景(2007年度)

スペースデブリ衝突と推定される例

COSMOS 1275 : 1991年
Cerise : 1996年
EXPRESS AM-11 : 2006年

衝突回避軌道制御 実施例

ENVISAT : 2006年6月20日
CloudSat : 2007年7月4日
国際宇宙ステーション : 2008年8月27日



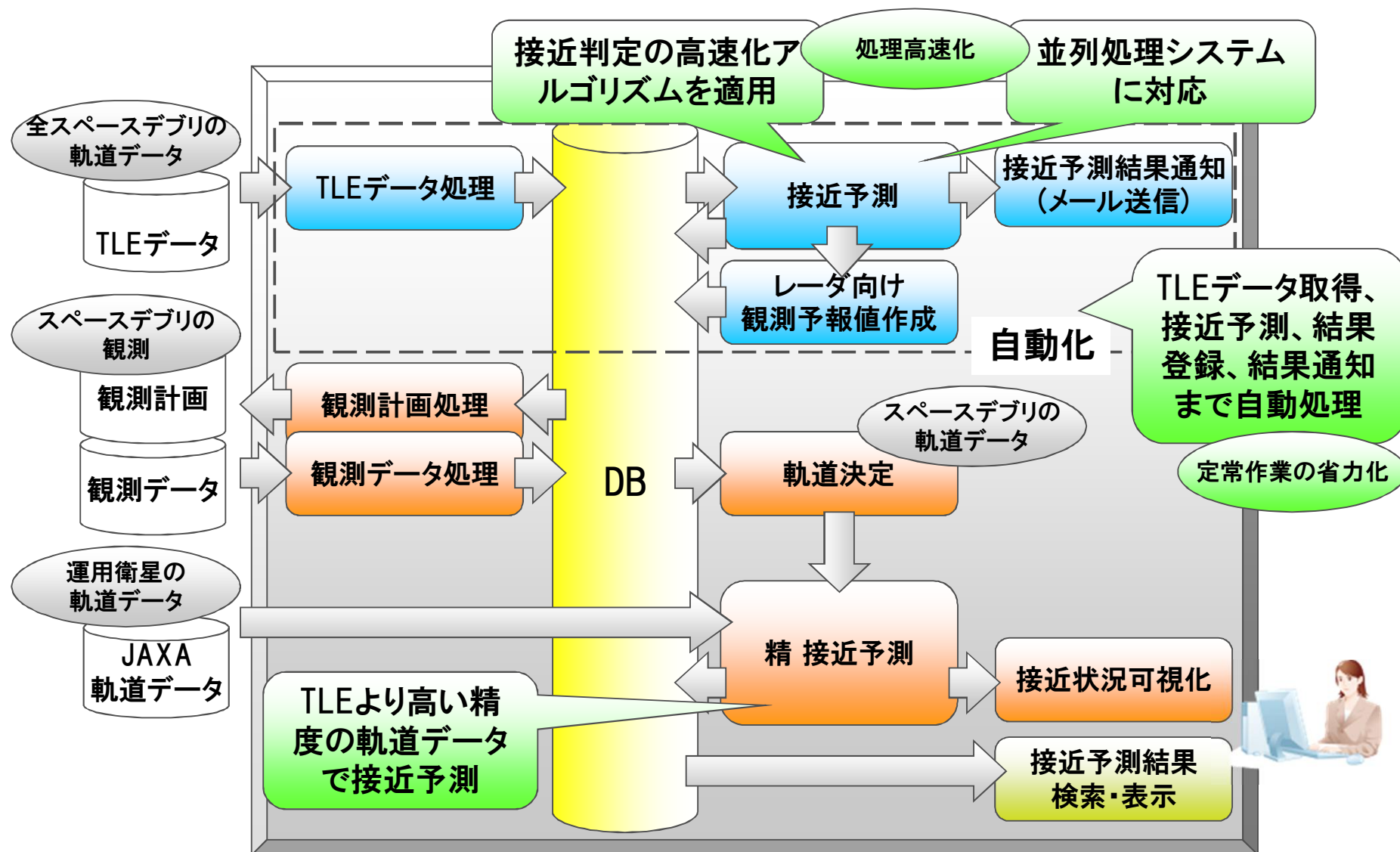
CAM: Collision Avoidance Maneuver

衛星の軌道データとスペースデブリの軌道データをそれぞれ軌道伝播し、所定の距離(しきい値)以内に接近する場合、最接近時の時刻、距離、相対速度、衝突確率を求める。



5.5 スペースデブリ関連システム

接近予測の主要な機能



5. 5 スペースデブリ関連システム

接近判定の高速化アルゴリズム [*]

簡易計算により、詳細な接近判定が必要な対象を絞込む。

高度フィルタ

2物体で高度が一定以上分離されていれば、接近は無いと判定

軌道面フィルタ

2物体の互いの軌道の最短距離が一定以上離れていれば、接近は無いと判定

位相フィルタ

2物体双方について、他方の軌道面付近の通過時間帯を計算し、それらの時間帯が重ならなければ、接近は無いと判定

[*] F. R. Hoots, “An Analytic Method to Determine Future Close Approaches Between Satellites”, Celestial Mechanics 33, 1984

(おまけ)TLEの精度

TLEの精度(ESA調査による)

標準偏差

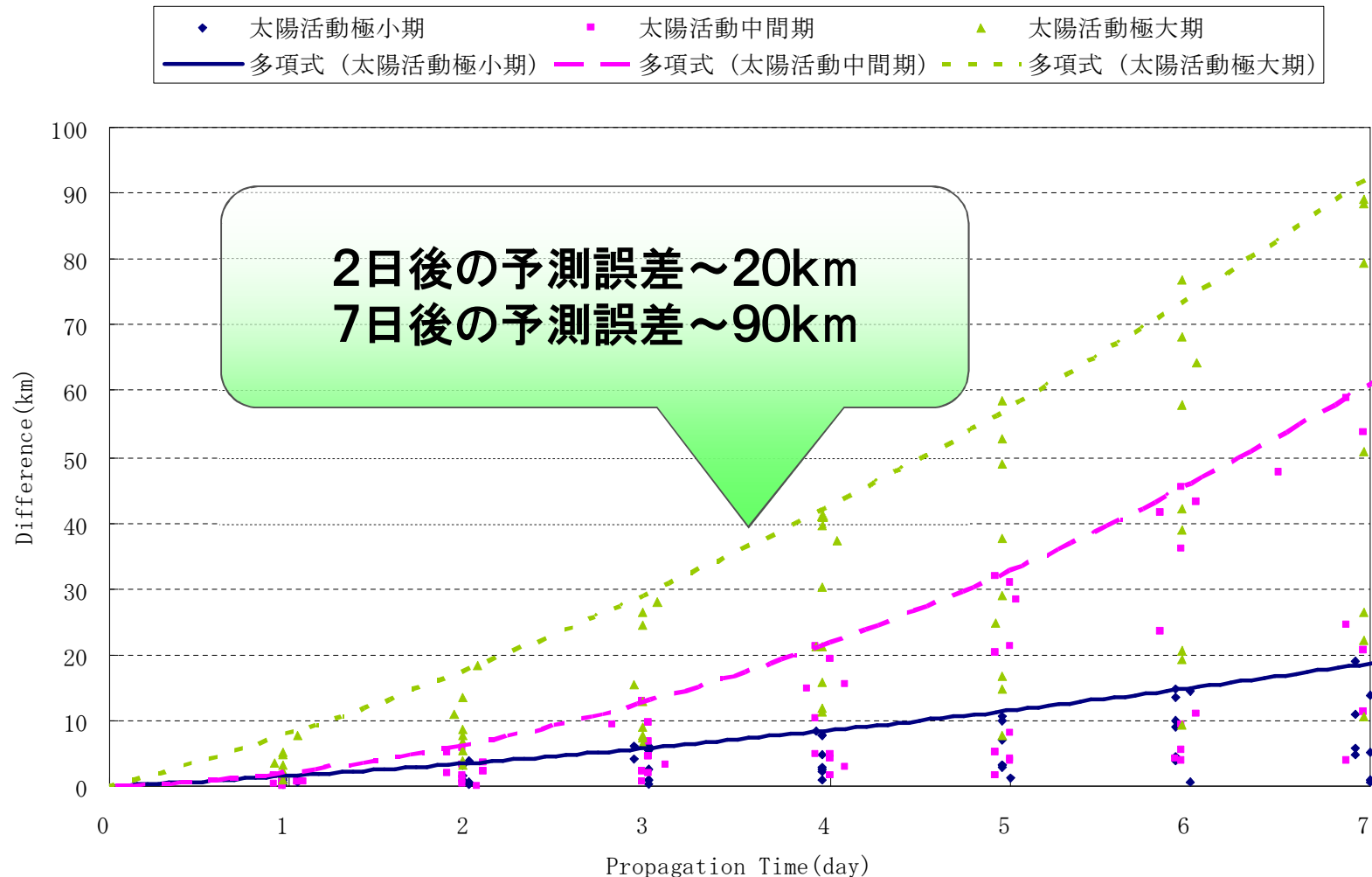
軌道 傾斜角(deg)	位置誤差(1 σ)m			速度誤差(1 σ)mm/s		
	半径	進行	面外	半径	進行	面外
$i < 30$	102	419	122	404	112	118
$30 \leq i$ ≤ 60	129	434	163	428	142	186
$60 < i$	104	556	139	559	110	148

S/Oの形状、軌道に依るが、通常TLEは1-2kmの誤差があると考えられている

(おまけ)TLEの精度

TLEに基づく軌道予測誤差

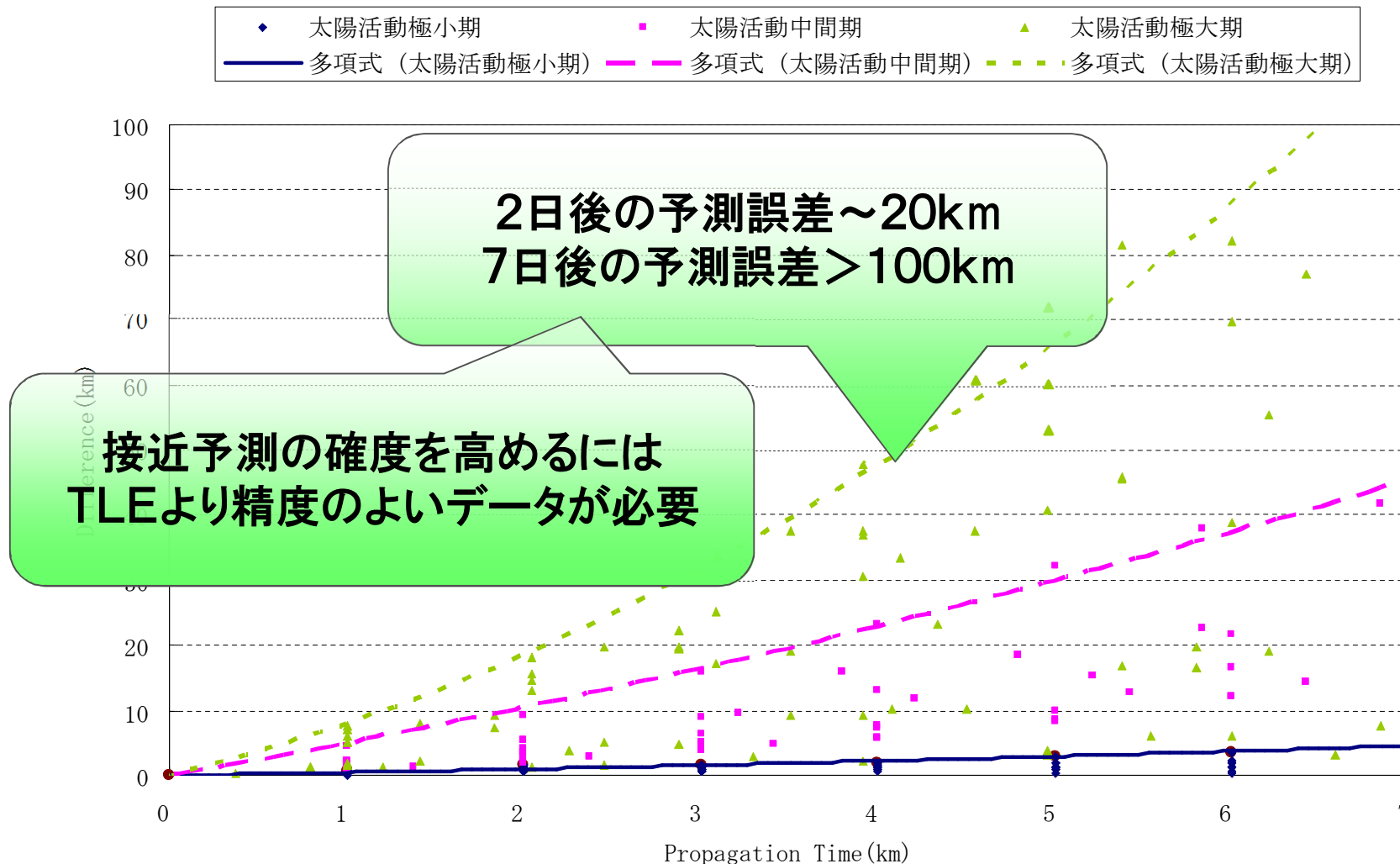
COSMOS-1242(高度480kmの円軌道)



(おまけ)TLEの精度

TLEに基づく軌道予測誤差

ARIANE-3-DEB(遠地点/近地点:15800km/480km)



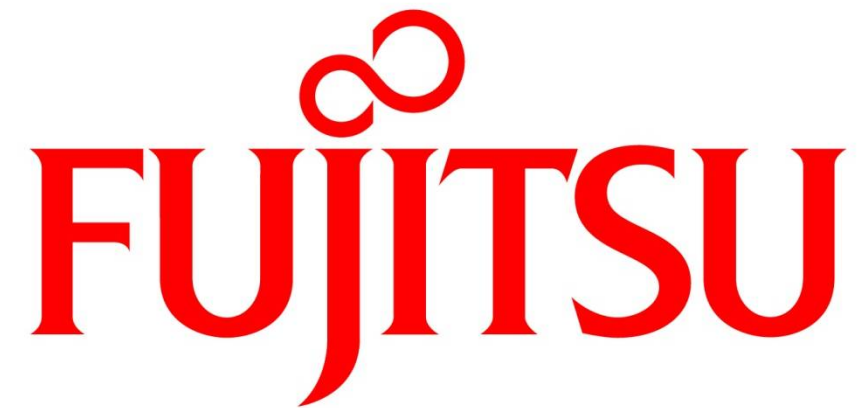
6. これからの軌道力学系

30年近く前になりますが、
某大学の物理学教授が中国の大学・研究所を視察してきました。
「技術はどこを見ても最先端。でもハミルトニアン【注】なんてどこにもない！」
【注】物理の最も基本的な式

- ・軌道力学系がミッションの主役になることはあり得ない。
- ・多くの人が人工衛星に関わるようになってくると、軌道力学系の存在はますます空気のようなものになっていくでしょう。

次の2つが必要だと考えています。

- ・軌道力学系システムを空気のように軽く、あって当たり前のものに変えていく。
- ・一方で、日本のどこかで軌道力学系をブラックボックス化させない努力。



shaping tomorrow with you