

やさしい軌道力学

- 人工衛星に作用する摂動 -

Introduction to Orbital Dynamics - Perturbations Acting on Artificial Satellites -

久保岡 俊宏

Toshihiro Kubo-oka

情報通信研究機構, NICT

Email: tkubooka@nict.go.jp

Abstract A variety of perturbation acts on artificial satellites orbiting around the Earth. They are the effect of Earth's non-homogeneity (*i.e.* harmonics of the geopotential), attraction due to the Sun and the Moon, atmospheric drag, solar and Earth radiation pressure, relativistic effect, and so on. Due to these perturbations, the motion of the satellite differs from a simple Keplerian motion described by two-body problem. In other words, they are the indispensable elements for the precise orbit determination of artificial satellites. In this paper, we give an outline of individual perturbation and introduce the methods used to compute the accelerations in the orbit analysis software. The effect of each perturbation on the orbit of the satellite is also outlined.

1. はじめに

地球を周回する人工衛星には、地球を質点とみなした場合の引力の他にも様々な要因による摂動力が作用する [1]。このため、人工衛星の運動は単純なケプラー運動ではなくなる。Fig. 1 は代表的な摂動を表した模式図である。青色の矢印で示した摂動は、衛星の形状や姿勢に依存するため、軌道解析プログラム等で衛星に作用する力を計算する場合は、それぞれの衛星に対応したモデルを使う必要がある。Fig. 2 に摂動による加速度と衛星の高度との関係を示す。この図における大気抵抗、太陽輻射圧、地球からの照り返しについては、衛星の断面積 / 質量比を 0.00093 として計算している。この値は、CHAMP を進行方向側から見た面積と質量の比に相当する。これら 3 種類の衛星形状に依存する摂動の中では、高度 380 km 程度を周回する CHAMP や国際宇宙ステーションをはじめとする低軌道衛星では大気抵抗が最大となるが、高度が高くなると共に大気密度が急激に減少するため、測地衛星 LAGEOS-1 (高度 6000 km)、GPS 衛星 (高度 2 万 km)、静止衛星 (高度 36000 km) では太陽光の輻射圧の影響が卓越する。地球からの照り返しの影響は低軌道衛星では太陽輻射圧よりも 1 桁程度小さい。この様な微小な加速度を正確に計算できる様にするには、人工衛星の Dynamical な軌道決定で精度を向上するためには不可欠な要素である。CHAMP を例にとると 10^{-9} m/s^2 オーダーの太陽輻射圧の有無によって、衛星の位置に 1 日で 10 m を超す差が生じる。逆に言えば、1 日のアーク長で 10 m 精度の軌道決定を目指すためには、 10^{-9} m/s^2 オーダーの摂動を考慮しなければならないことになる。当然のことながら、より高い軌道決定精度を目指すためには、さらに微小な摂動を取り込む必要が出

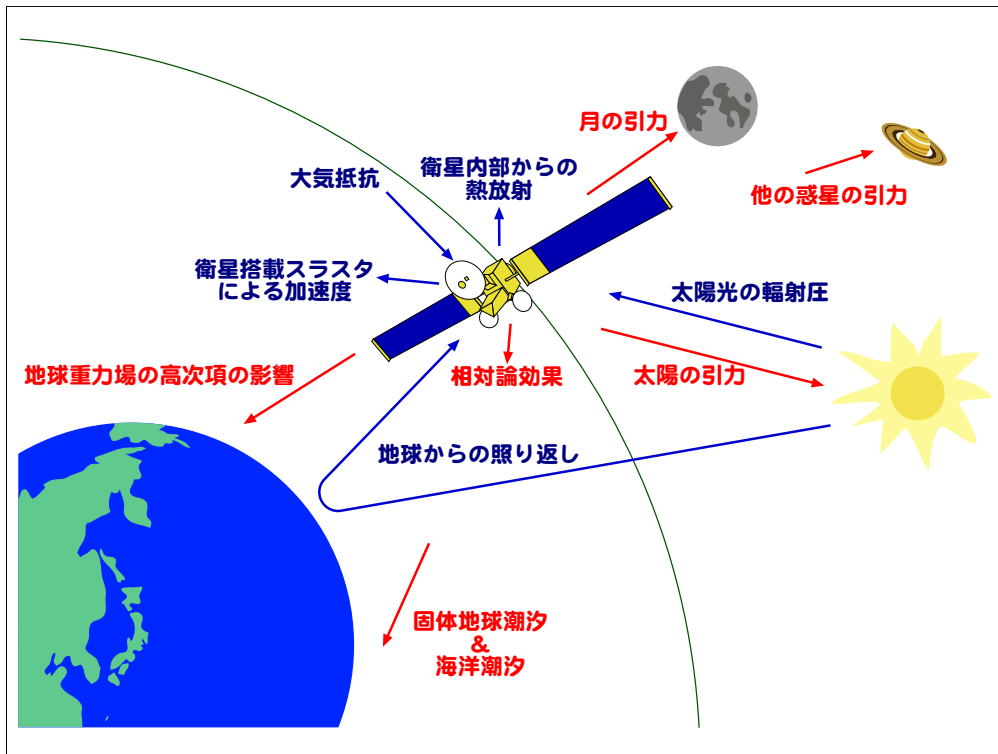


Fig. 1 人工衛星に作用する様々な摂動力。青字で書かれた項目は、衛星の形状や姿勢等に依存するもの。

てくる。cm オーダーの精度を達成するためには、摂動を 10^{-12} m/s^2 オーダーの精度でモデル化する必要があるだろう。

本稿では、人工衛星に作用する様々な摂動力の計算方法を、情報通信研究機構で開発中の軌道解析ソフトウェア concerto ver. 4 [2] [3] での取り扱いを踏まえながら概説する。さらには、CHAMP をサンプルとして、個々の摂動が軌道にどの程度の影響を及ぼしているのかについて、実際の軌道計算結果を基にして説明する。

2. 地球重力場と潮汐

地球の内部にある物質の密度分布は一様ではなく、さらに形状も完全な球ではないため、地球の重力場は複雑になる。天体力学や測地学の教科書に必ず出てくる式であるが、地心からの距離 r 、直下点緯度 ϕ 、直下点経度 λ である点における地球の重力場ポテンシャル U は Legendre 展開した形で、

$$U = \frac{GM_{\oplus}}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n P_{nm}(\sin \phi) (C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda))$$

と表される [4]。ここで G 、 M_{\oplus} 、 R_{\oplus} 、 P_{nm} はそれぞれ、万有引力定数、地球の質量及び赤道半径、Legendre の随伴多項式である。重力場係数 C_{nm} と S_{nm} はモデルによって異なる値をとる。JGM-3 [5] や EGM96 [6] といった重力場モデルは単に係数の値が異なるだけではなく、月・太陽による起潮力ポテンシャルの時間依存性の無い項による変形である Permanent Tide に対するアプローチも異なることに注意する必要がある。Zero Tide Model という流儀のモデル、例えば EGM96 では、地球重力場係数に Permanent Tide の寄与が含まれていないため、固体地球潮汐の影響で重力場係数が変化する分を計算する際に Permanent Tide の分を加えてやる必要がある。これに対し、Tide Free Model という流儀に属する重力場モデル (例えば JGM-3) では、Permanent Tide による変形分も含めた地球重力場係数

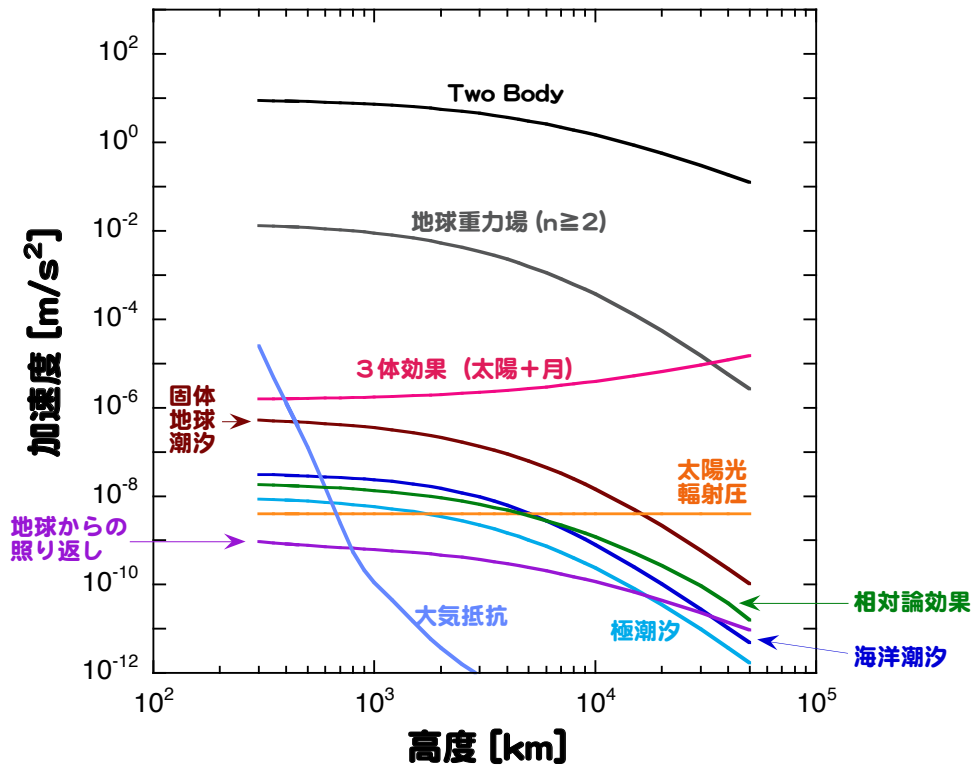


Fig. 2 人工衛星に作用する摂動と高度の関係。Fig. 1 で青い矢印で示した衛星の形状に依存する摂動に関しては、(断面積) / (質量) 比を 0.0093 と仮定して計算した。

が与えられているので、補正の必要はない。なお、concerto ver. 4 は任意の重力場モデルにも対応可能な構成になっている [1]。

固体地球潮汐、海洋潮汐、極潮汐の影響は瞬間的な地球重力場係数の変動として現れ、結果的に人工衛星の軌道にも影響を及ぼす。concerto ver. 4 では、IERS Conventions 2003 [7] に準拠し、固体地球潮汐では 2～4 次の、海洋潮汐では 30 次まで、極潮汐では C_{21} と S_{21} の補正項を求めている。使用する係数を含む具体的な補正のやり方については IERS Conventions 2003 を参照されたい。

ここでは詳しくは触れないが、 $J_2 (= -C_{20})$ 、 $J_3 (= -C_{30})$ 項による摂動が人工衛星の軌道に与える影響や、地球の自転に同期した静止衛星に対する "特定の重力場係数" の共鳴効果については、解析的な手法を用いて調べられている。こちらに関しても詳細は文献を参照してほしい [8] [9]。

3. 3体効果

太陽及び月の引力は、 10^{-6} [m/s²] のオーダーであり、高度 36000 km の静止衛星では地球重力場の J_2 項の効果と同程度になる。こうした天体による摂動は、

$$\ddot{\mathbf{r}} = \sum_{j=1}^N G M_j \left(\frac{\mathbf{r}_j - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_j}{|\mathbf{r}_j|^3} \right)$$

という式で表される。ここで、 M_j 、 \mathbf{r}_j は摂動源となる天体 j の質量及び位置である。括弧内に 2 つの項が現れるのは、地球の重心を中心とする座標系で人工衛星の運動を考えているので、摂動源となる天体が衛星に及ぼす引力と、その天体が地球に及ぼす引力との差が寄与するためである。太陽と月以外で次に影響が大きいのが金星で最大 10^{-11} [m/s²] のオーダー、木星の影響は 10^{-12} [m/s²] のオーダー

になる。concerto では任意の時刻における月、太陽、惑星の位置を惑星暦 DE405 [10] を基にして計算し、人工衛星に作用する力を求めている。

4. 表面力

大気抵抗や太陽輻射圧といった摂動の大きさは、衛星のサイズに比例し、質量に反比例する。表面の材質にも依存することから表面力とも呼ばれている。これらの摂動による加速度を計算するためには、衛星の形状のモデル化が必要となる。理想的なのは衛星を構成する各パーツをさらに細かいポリゴンに分割した Micro Model [11] と呼ばれるものを使うことだが、計算量が膨大になるため、軌道計算の際に毎ステップ摂動計算を行うのは現実的ではない。このため軌道解析ソフトウェアには、衛星形状を単純化したモデルが組み込まれている。多くのソフトウェアで表面力計算のためのデフォルトのモデルとして採用されているのが、衛星の形状を単一の球で近似する Cannonball Model である。実際はこのモデルしか使えないソフトウェアが多い。Cannonball Model は、「球はどの方向から見ても球である」ので、衛星の姿勢情報が不要で加速度計算が単純であるのが最大の売りである。これに対し、衛星の形状を少数（8～24枚程度）の平板で近似するのが Macro Model である。平板に作用する力を独立に計算して足し合わせることで、衛星重心の加速度を求める。箱状の衛星本体 (Box) と太陽電池パドル (Wing) からなることから Box-Wing Model とも呼ばれている。太陽電池パドルの様な可動部分や、衛星の姿勢変動、各平板の材質の違いを考慮することができるため、cannonball model よりも高い精度で摂動による加速度を計算できるが、可動部分の向きを含む衛星の姿勢情報の情報が必要であり、計算量も格段に多くなる。

4-(a) 大気抵抗

人工衛星に地球の上層大気に含まれる原子や分子が衝突することによって受ける抵抗力は、低軌道を周回する衛星にとっては表面力の中では最も大きな影響を及ぼす摂動である。大気抵抗による加速度は、Cannonball Model では、大気に対する衛星の相対速度 v_r の2乗に比例する形となり、

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{1}{2} C_D \frac{A}{m} \rho v_r^2 \mathbf{e}_r$$

で与えられる [1]。ここで \mathbf{e}_r 、 A 、 m 、 ρ は \mathbf{v}_r 方向の単位ベクトル、衛星の有効断面積、質量、上層大気の密度である。Macro Model でも v_r の2乗に比例する所は同じだが、各平板からの寄与を加え合わせる形となり、

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{1}{2} C_D \frac{1}{m} \rho v_r^2 \left(\sum_j A_j \cos \theta_j \right) \mathbf{e}_r$$

という式から加速度を計算する [4]。ここで A_j は平板 j の面積、 θ_j は平板 j の法線方向と \mathbf{v}_r のなす角である。 j に関する和は「風が当たっている」もの ($\theta_j > 0$) についてのみ取る。どちらのモデルを使う場合でも、スケールファクター C_D は軌道決定の際に推定することが多い。大気抵抗による加速度を計算する際には、大気密度 ρ をどれくらい正確にモデル化できるかが鍵となる。人工衛星の軌道解析などから様々な大気密度モデルが構築されているが、現行の concerto ver. 4 では、DTM (Drag Temperature Model) 94 [12] のみを実装している。逆の見方をすれば、大気密度を高い精度で予測することが困難であるが故に、搭載加速度計で非重力効果による加速度を直接計測する衛星が現れてきたとも言えるだろう。

4.(b) 太陽光の輻射圧

太陽光による輻射圧は、衛星の形状、質量、姿勢、表面の材質（反射率）に依存する。さらには、表面の材質が宇宙線等の影響で経年劣化するため、反射率も時間と共に変化する。これらの事情により、太陽輻射圧は正確に加速度を計算することが難しい摂動である。最初の節で述べたように、GPS 衛星や静止衛星では、ほとんど大気抵抗の影響が無視できるため太陽輻射圧が主たる非重力摂動となる。concerto ver. 4 では、太陽輻射圧モデルとして、cannonball model と Macro model [13] [14] モデルの他に、後述する GPS 衛星専用のモデルを組み込んでいる。球形以外の形をした衛星でも、通常は第 1 近似として cannonball model を用いることが多い。このモデルでは、太陽輻射圧による加速度は、

$$\ddot{\mathbf{r}} = -C_R \frac{\Phi}{c} \frac{A}{m} \mathbf{e}_\odot$$

で与えられる [1]。ここで、 Φ 、 c 、 \mathbf{e}_\odot はそれぞれ、太陽光のエネルギーフラックス、光速度、太陽方向の単位ベクトルである。比例係数 C_R は、大気抵抗のときの C_D と同様、軌道決定の際に推定するパラメータに含めることが多い。

衛星の形状モデルとして Macro Model を用いる場合、太陽輻射圧は

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\Phi}{mc} \sum_{i=1}^N \left[(1 - \rho_i) \mathbf{e}_\odot + 2 \left(\frac{\delta_i}{3} + \rho_i \cos \beta_i \right) \mathbf{n}_i \right] A_i |\cos \beta_i|$$

という式で表される。ここで、 ρ_i と δ_i は面 i の鏡面反射率と拡散反射率、 β_i は \mathbf{e}_\odot と \mathbf{n}_i のなす角度である。 i に関する和は太陽光が当たっている面について取る。

GPS 衛星の太陽輻射圧モデルとしては、Fliegel らが導出したものが広く使われている [15] [16]。これらのモデルは、GPS 衛星がその形状の対称面内に太陽が来るように姿勢制御されていることを利用し (Fig. 3)、一つのパラメータ θ だけから計算できる近似式を利用する。GPS 衛星は Block 毎に形状が大きく異なるため、Block I は T10、Block IIA は T20、Block IIR は T30 という専用の式を適用する。

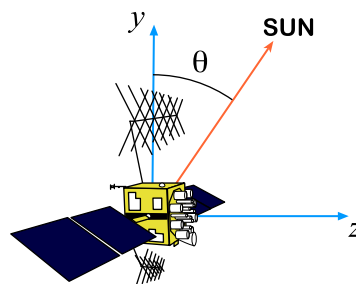


Fig. 3 GPS 衛星の姿勢と太陽方向の関係。GPS 衛星は太陽方向の単位ベクトルが常に衛星形状の対称面 (x - y 面) 内にある様に姿勢を制御している。

測地衛星は (断面積) / (質量) 比が小さく、言い換えれば大きさの割に重く作られている。このため、太陽輻射圧の影響は小さいのだが、詳細な軌道解析では無視できない。「あじさい」に対しては、レーザー光を反射するコーナーキューブリフレクタや表面に貼られたミラーの配置なども考慮した専用の輻射圧モデルが作られている [17]。

衛星が地球の影に入るとき太陽輻射圧は急減し、本影内に入ると 0 になる。衛星が月の影に入ることもある。これらの食が起こると、押されていた力が急にカットオフされることになるので、弱い撃

力を受けたのと同じことになり、軌道に大きな影響を及ぼす。軌道計算プログラムには、地球及び月による食が起こっているかどうかを判定する機能 [4] と、軌道計算のタイムステップが衛星が半影を通過する時間よりも長いことへの対処が必要となる [18]。

4-(c) 地球からの照り返し

地球の表面に一旦入射した太陽光が再度人工衛星に当たって輻射圧を及ぼすもので、特に低軌道衛星では無視できない効果である。地球に入射した光が衛星に至るまでには2つのルートがある。一つは太陽からの光が地球表面で直接反射して衛星に当たるもので、もう一つは地球が吸収した太陽光のエネルギーを赤外線として等方的に放射され衛星に当たるものである。地球からの照り返しによる加速度を計算する場合には、地球の表面のうち衛星側にある半球面を、 N 個のセグメントに分割し、それぞれからの寄与を計算する [19]。cannonball model の場合、加速度は、

$$\ddot{\mathbf{r}} = C_R \sum_{j=1}^N \left(v_j a_j \cos \theta_j^E + \frac{1}{4} \epsilon_j \right) \frac{\Phi}{c} \frac{A}{m} \cos \theta_j^S \frac{dA_j}{\pi r_j^2} \mathbf{e}_j$$

という形で表される。括弧内の第1項が反射光、第2項が赤外放射の寄与を表している。ここで各記号の意味は

- v_j : セグメントのうち太陽光が当たっている部分の割合
- a_j : セグメントの反射率
- θ_j^E : セグメントの法線ベクトルと太陽方向のなす角
- ϵ_j : セグメントの放射率
- dA_j : セグメントの面積
- r_j : セグメントから衛星までの距離
- \mathbf{e}_j : セグメントから衛星方向への単位ベクトル
- θ_j^S : \mathbf{e}_j と太陽方向のなす角

である。太陽輻射圧と同じく、衛星の形状、質量、表面の材質に依存する。concerto では、 $N=13$ または 37 として、そこからの寄与を計算する様にしている。計算量が非常に多くなるが、衛星の形状モデルとして Box-Wing Model を用いることも可能である。

5. 相対論効果

IERS Conventions 1996 [20] に準拠した軌道解析ソフトウェアでは、ポスト・ニュートン近似における運動方程式に現れる $1/c^2$ オーダーの補正項 [21] のみを考慮していた。これに対し、IERS Conventions 2003 [7] では、さらに Lens-Thirring effect による加速度と Geodetic Precession に伴う加速度が付加された。以上3つの項をまとめると、相対論効果による加速度は、

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{\mathbf{r}} = & \frac{GM_E}{c^2 r^3} \left\{ \left[2(\beta + \gamma) \frac{GM_E}{r} - \gamma \dot{\mathbf{r}} \cdot \dot{\mathbf{r}} \right] \mathbf{r} + 2(1 + \gamma)(\mathbf{r} \cdot \dot{\mathbf{r}}) \dot{\mathbf{r}} \right\} \\ & + (1 + \gamma) \frac{GM_E}{c^2 r^3} \left[\frac{3}{r^2} (\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}})(\mathbf{r} \cdot \mathbf{J}) + \dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{J} \right] \\ & + (1 + 2\gamma) \dot{\mathbf{R}} \times \left(\frac{-GM_S}{c^2 R^3} \mathbf{R} \times \dot{\mathbf{r}} \right) \end{aligned}$$

と書ける。 M_S 、 \mathbf{R} 、 \mathbf{J} はそれぞれ、太陽の質量、太陽を基準とした地球の位置ベクトル、地球の単位質量当たりの自転角運動量 ($9.8 \times 10^8 \text{ m}^2/\text{s}$) である。また β と γ は ポストニュートンパラメータ と呼ばれる量で、一般相対論ではどちらも 1 となる。

6. その他の摂動

6-(a) 熱モデル

衛星からの熱放射が不均一な場合は、その反作用として特定の方向への推力として働く。測地衛星 Lageos が地球の影を通過する時に生じる Yarkovsky 効果 [22]、あじさいの上下非対称性に伴う熱摂動 [23]、TOPEX/Poseidon 衛星の放熱板からの熱放射 [11] などがモデル化されている。GPS 衛星のモデルでも名称が T で始まるものは、熱放射を考慮した式になっている [15] [16]。

6-(b) 経験的加速度

「経験的」という名前が付いていることから分かるように、物理的に意味のあるものではなく、軌道決定の際に便宜的に使うものである。具体的には、

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{E}(\mathbf{a}_0 + \mathbf{a}_1 \cos v + \mathbf{a}_2 \sin v + \mathbf{a}_3 \cos 2v + \mathbf{a}_4 \sin 2v)$$

という様に、一定の力として働くもの、衛星の 1 周回と同じ周期で変化するもの (once-per-revolution)、1 周回で 2 回変化するもの (twice-per-revolution; alongtrack 方向成分のみ) の和として摂動による加速度が表されるものと仮定し、軌道決定の際に係数 \mathbf{a}_0 、 \mathbf{a}_1 、 \mathbf{a}_2 、 \mathbf{a}_3 、 \mathbf{a}_4 を推定する。ここで \mathbf{E} は軌道座標系 (alongtrack、crosstrack、radial) から慣性座標系への座標変換を表す行列、 v は真近点離角である [8]。このような手法を用いることで、モデル化されていない力の寄与や摂動力モデルの誤差を吸収し、結果的に測距値の残差を減らすことができる。通常は定数項の alongtrack 成分と、once-per-revolution の項 (\mathbf{a}_1 、 \mathbf{a}_2) までを入れることが多い。

6-(c) スラスタによる推力

これまでの軌道決定では、軌道制御や姿勢制御のためにスラスタを噴射している期間は、軌道決定のアーキに含めないのが通例であった。ところが電気推進機的一种であるイオンエンジンが搭載された衛星が打ち上げられるようになってから状況が変わりつつある。イオンエンジンは燃費が非常によいのだが、推力そのものが小さいため頻繁に噴射を繰り返して必要な加速量を得なければならない。こういった衛星では推力のモデル化を行うことで、イオンエンジンを噴射している期間も軌道決定を行う必要が出てくる場合がある。地球の周回衛星ではないが、小惑星探査機「はやぶさ」の軌道決定では、テレメトリの情報からイオンエンジンの噴射による加速量を割り出して活用している [24]。

7. 摂動が軌道に及ぼす影響

前節までに説明してきた摂動が、1 日の間に人工衛星の軌道にどのくらいの影響を及ぼすのかを、高度約 380km を周回する CHAMP を例にとって見てみる。CHAMP の軌道要素を Table 1 に、衛星の直下点軌跡を Fig. 4 に示す。軌道を計算する際、地球重力場モデルは EGM96 を利用した。Fig. 5 ~ 9 に示すグラフは、「全ての摂動を考慮した衛星」の位置に対する、「ある 1 種類の摂動を抜いた衛星」の相対位置関係の時間変化を表している。縦軸のスケールがグラフによって異なる点に注意してほしい。

Table 1 CHAMP の軌道要素

Epoch	2004/11/17 0:00 UTC
Semimajor Axis a	6734.02034 km
Eccentricity e	0.000844
Inclination i	87.212 deg
Right Ascension of Ascending Node Ω	262.283 deg
Argument of Perigee ω	247.633 deg
Mean Anomaly M	191.142 deg

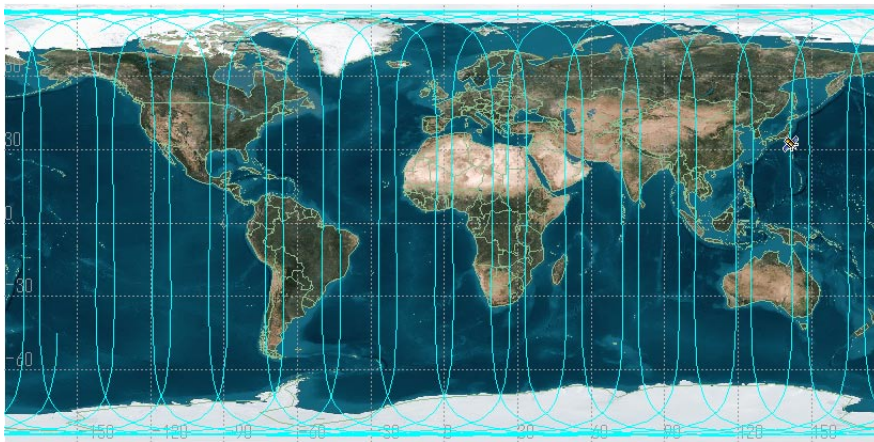


Fig. 4 Table 1 の軌道要素から計算した CHAMP の 1 日分の直下点軌跡

・地球重力場の高次係数の影響

地球重力場係数 (EGM96) の 70 次までの全ての項を考慮して計算した軌道に対する、 $n = 3$ 以上の項を無視して計算した場合の相対的な位置関係を Fig. 5 に示す。各成分は CHAMP の公転周期と同じ約 90 分の周期で変動し、alongtrack 成分に 1 日の間に最大で 5 km 近い差が生じていることが分かる。

・太陽・月の引力

太陽・月の引力の有無による相対位置関係の変化を Fig. 6 に示す。今回の計算では alongtrack 方向に 100m 程度の差が生じているが、計算する時期によっては太陽・月と衛星の位置関係が異なるため、今回の例とは相対位置変化の振る舞いも変わってくるものと考えられる。

・大気抵抗

大気抵抗の有無による衛星の相対位置関係の変化を Fig. 7 に示す。alongtrack 方向の差が単調に増加し、1 日で 3.6 km に達する。大気の抵抗によって衛星の高度は低下し、1 周回にかかる時間が短くなる。従って、大気抵抗を抜いた衛星の方が、大気抵抗を考慮した衛星から見て、後方かつ上方に離れていくことになる。

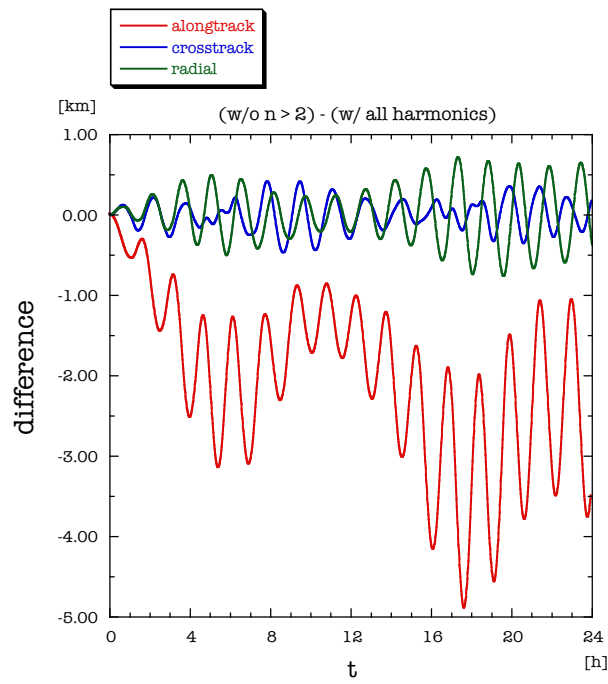


Fig. 5 全ての重力場係数を考慮した場合に対する、 $n = 3$ 以上の係数を無視した場合の、
相対的な衛星位置の変化

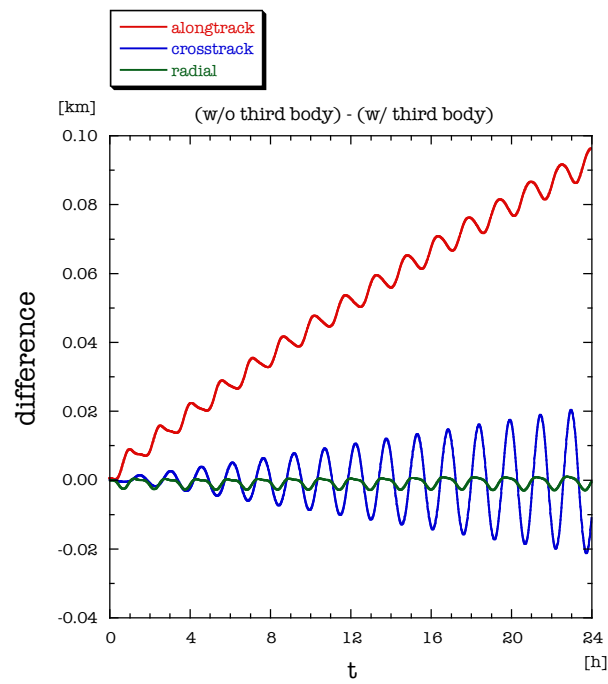


Fig. 6 太陽・月の引力の影響の有無による、相対的な衛星位置の変化
(太陽・月の引力を考慮した衛星が基準)

- 太陽輻射圧

太陽輻射圧の有無による衛星の相対位置関係の変化を Fig. 8 に示す。CHAMP の場合、太陽輻射圧の影響は 1 日で最大 14 m 程度の差が alongtrack 方向に生じるが、大気抵抗に比べるとはるかに小さい。太陽輻射圧を入れた場合でも、地球による「食」を考慮するかどうかによってどれくらいの差が生じるのかを表したのが Fig. 9 である。「食」の有無だけでも最大 8 m 程度の差が alongtrack 方向成分に現れる。

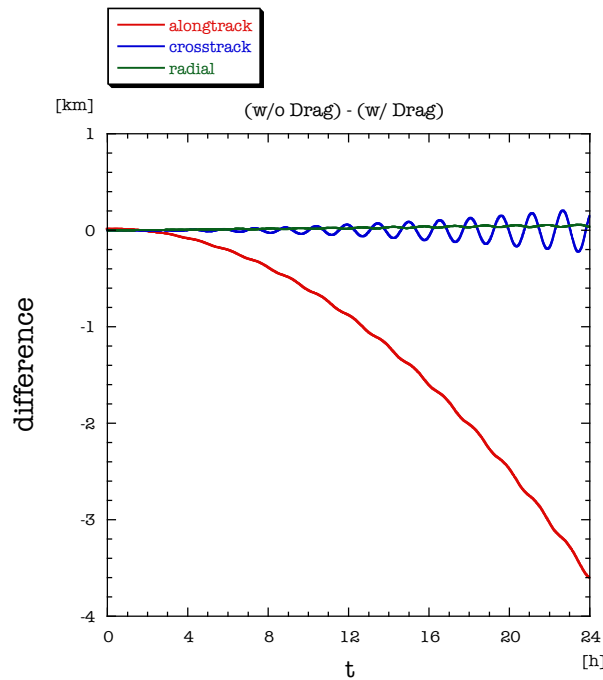


Fig. 7 大気抵抗の有無による相対的な衛星位置の変化
(大気抵抗を考慮した衛星が基準)

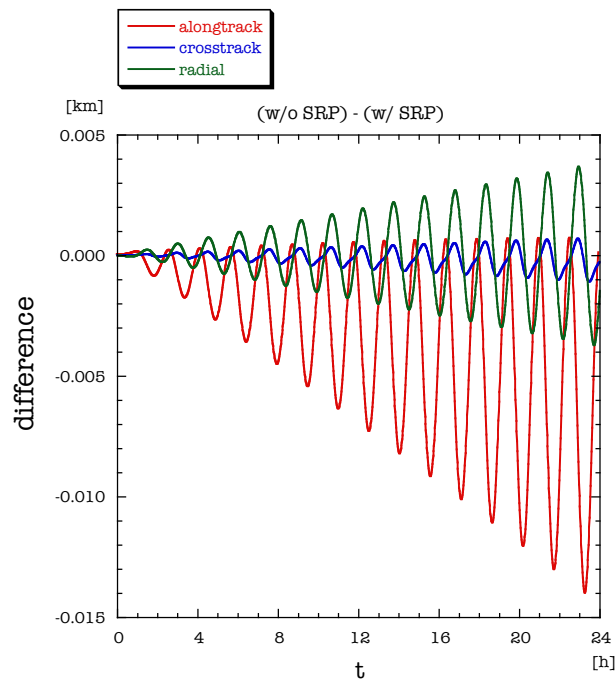


Fig. 8 太陽光の輻射圧の有無による相対的な衛星位置の変化
(輻射圧を考慮した衛星が基準)

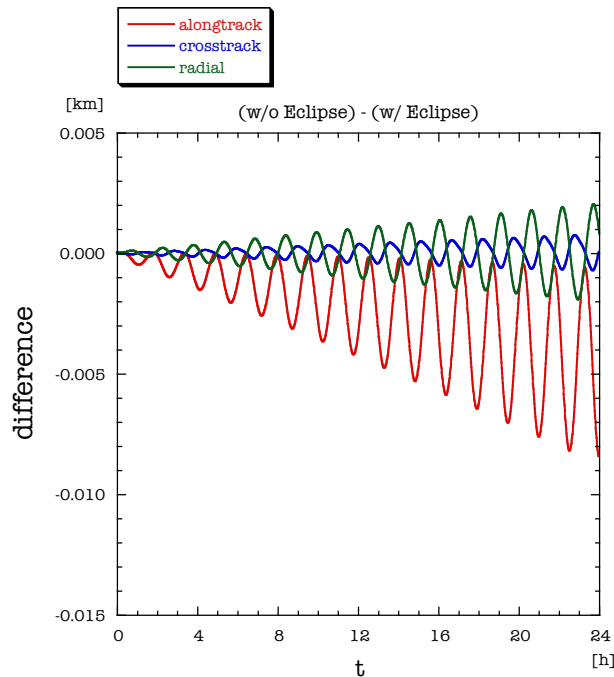


Fig. 9 地球による食の有無による相対的な衛星位置の変化
(食を考慮した衛星が基準)

8. まとめ

人工衛星に作用する様々な摂動力について概説した。これまでの人工衛星の軌道決定では、摂動による加速度を正確に計算するためのモデル化と、軌道解析ソフトウェアへの取り込みが不可欠とされてきた。この状況は、衛星搭載 GPS 受信機による High-Low SST (Satellite-to-Satellite Tracking) の手法の確立 [25] と、非重力効果を直接計測できる高精度加速度計を搭載した衛星の出現 [26] によって大きく変わりつつある。GPS を利用した Kinematic な軌道決定では、4 機以上の GPS 衛星からの測位信号を受信すれば、その場での衛星の位置決めができるため、複雑な摂動計算はしなくて済む。また加速度計データを利用した方が、摂動モデルを利用した場合よりも高い精度の軌道決定が可能となる [26]。これは特に大気抵抗の計算に必要となる大気密度モデルが極上空での急激な擾乱を表しきれないことが原因である。しかしながら、衛星に働く摂動、特に非重力効果モデルの高精度化は、今後全く必要とされないわけではない。GPS 受信機を搭載していないが、高精度の軌道決定を要求される人工衛星、例えば測地衛星や GPS 衛星より高い高度を周回するため GPS 信号を受信できない静止衛星（こちらも GPS 衛星のサイドローブ信号を活用する方法が研究されているが）、さらには GPS や Galileo の衛星本体の軌道決定には、今後も非重力摂動のモデル化が必要である。また、CHAMP の打ち上げ後に行われた衛星に搭載した加速度計のキャリブレーションにも活用できる。加速度計データから上層大気の密度変化などの情報を得るといった目的にも応用できるだろう。

APPENDIX 3D ムービーについて

Fig. 5 ~ 9 に示した摂動の有無による衛星の相対位置変化をより分かりやすく見せるために、3D グラフィックソフトを用いてムービーを作成した。ムービーファイルは本集録 CD-ROM の /ppr/movie/ というディレクトリに収められている。ファイルは全て QuickTime 形式になっている。再生用の無料版プレーヤーはアップルコンピュータのサイト (<http://www.apple.com/jp/quicktime/download/>)

index.html) からダウンロードできる。Windows 98/Me/2000/XP 版、MacOS X 版、MacOS 8/9 版が用意されている。

Fig. 10 にムービーファイルにおける座標軸を示す。Nadir (z) 軸が地心方向になっている関係で、Fig. 5 ~ 9 までとは crosstrack 方向の定義が逆になっていることに注意してほしい。赤い球が「ある特定の摂動」を抜いた衛星を、原点にある水色の球が全ての摂動を考慮した衛星を表している。ムービーの1秒間を実時間の30分間に相当する(ムービーの長さは48秒 = 実時間で24時間)。スケール(原点から矢印の先までの距離)はムービーによって異なる。Table 2 にそれぞれのファイル名とスケールの関係を示す。

最後にムービーの作成法について簡単に触れておく。まず、衛星の相対位置関係の時間変化を concerto や Satellite Tool Kit 等の軌道解析ソフトウェアを使って計算する。次に軌道データを基にして、オブジェクト(ここでは赤い球)の動く経路を記述する"モーションパス"ファイルを作成する。衛星を表す球、座標軸を表す矢印(円錐と細長い直方体の組み合わせ)や文字等のオブジェクトは、3D ソフトのモデラーで作成しておく。作成したオブジェクトは、レンダラー(レイトレーシング等の手法

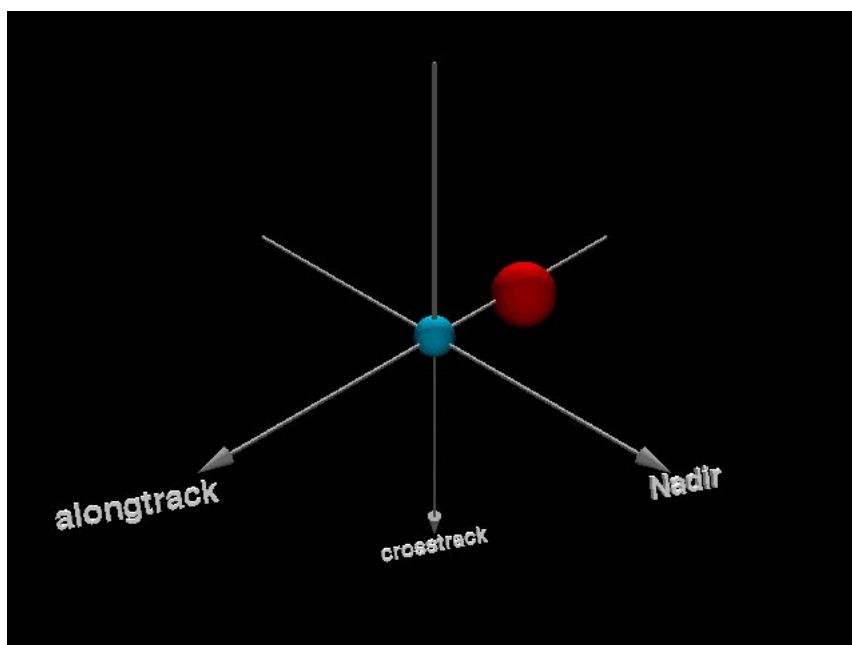


Fig. 10 ムービーファイルにおける座標系。
crosstrack 軸の向きが Fig. 5 ~ 9 までとは逆になっているのに注意。

Table 2 各ムービーのファイル名とスケール(原点から矢印の先までの距離)

項目	ムービーファイル名	スケール [m]
重力場係数	Geopo.mov	5000
3体効果	3rdBody.mov	80
大気抵抗	Drag.mov	4000
太陽光輻射圧	SRP.mov	20
「食」の影響	Eclipse.mov	20

で画像を生成するツール)で、「舞台」となる"シーン"上に、照明、出力画像の視点を表すカメラと共に配置する。最後に赤い球にモーションパスを指定し、レンダリング(今回はレイトレーシング法を使用)してアニメーションの各コマの画像を生成する。1秒間30コマの場合、1つのムービーで1440枚の画像が出来る。こうして作成したが画像ファイルをアニメーション作成ソフト等でつなぎ合わせることでムービーが完成する。今回のムービーの作成に当たっては、鹿島宇宙通信研究センターで展示室用のアニメーションを作るために導入したNewTek製のLightWave 3D ver. 8を用いた。このソフトでは、上記のプロセスの内、最後のレンダリングからムービー作成までの処理を自動で一括処理できる。モーションパスを設定ファイルから与える仕様になっているのであれば、他のソフトウェアでも同様のムービーの作成が可能である。

Reference

- [1] Milani, A., A. M. Nobili, and P. Farinella, *Non-gravitational Perturbations and Satellite Geodesy*, Adam Hilger, Bristol, 1987.
- [2] 大坪俊通, 衛星レーザー測距データの高精度解析 - cm から mm へ -, 測地学会誌, in press, 2005.
- [3] 久保岡俊宏, 大坪俊通, 後藤忠広, 軌道解析ソフトウェア concerto v4 の開発, 第4回宇宙科学シンポジウム集録, 2004.
- [4] Montenbruck, O., and E. Gill, *Satellite Orbits*, Springer, 2000.
- [5] Tapley, B. D., M. M. Watkins, J. C. Ries, G. W. Davis, R. J. Eanes, S. R. Poole, H. J. Rim, B. E. Schutz, C. K. Shum, R. S. Nerem, F. J. Lerch, J. A. Marshall, S. M. Klosko, N. K. Pavlis, and R. G. Williamson, The Joint Gravity Model 3, *J. Geophys. Res.*, **101 (B12)**, 28029-28049, 1996.
- [6] Lemoine F. G., S. C. Kenyon, J. K. Factor, R. G. Trimmer, N. K. Pavlis, D. S. Chinn, C. M. Cox, S. M. Klosko, S. B. Luthcke, M. H. Torrence, Y. M. Wang, R. G. Williamson, E. C. Pavlis, R. H. Rapp, T. R. Olson, "The Development of the Joint NASA GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96, *NASA Technical Paper NASA/TP1998206861*, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, USA, 1998.
- [7] McCarthy, D. D. and G. Petit (Ed), IERS Conventions (2003), *International Earth Rotation and Reference Frame Service, Technical Note 32*, 2003.
- [8] 木下宙, 天体と軌道の力学 (第6章), 東京大学出版会, 1998.
- [9] 富田信之, 宇宙システム入門 (第10, 11章), 東京大学出版会, 1993.
- [10] Standish, E. M., JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405, *JPL IOM*, **312**, F-98-048, 1998.
- [11] Antreasian, P. G., and G. W. Rosborough, Prediction of radiant energy forces on the TOPEX/POSEIDON spacecraft, *J. Spacecraft and Rockets*, **29 (1)**, 81-90, 1992.
- [12] Berger, C., R. Biancale, M. Ill, and F. Barlier, Improvement of the empirical thermospheric model DTM: DTM94-comparative review on various temporal variations and prospects in space geodesy applications, *J. Geodesy*, **72**, 161-178, 1998.
- [13] Marshall, J. A., and S. B. Luthcke, Modeling radiation forces acting on TOPEX/POSEIDON for

- precision orbit determination, *J. Spacecraft and Rockets*, **31** (1), 89-105, 1994.
- [14] Luthcke, S. B., J. A. Marshall, S. C. Rowton, K. E. Rachlin, C. M. Cox, and R. G. Williamson, Enhanced radiative force modelling of the Tracking and Data Relay Satellites, *J. Astronautical Sciences*, **45** (3), 349-370, 1997.
- [15] Fliegel, H. F., Gallini, T. E., and Swift, E., 1992, Global Positioning System Radiation Force Models for Geodetic Applications, *J. Geophys. Res.*, **97** (B1), 559-568.
- [16] Fliegel, H. F., and Gallini, T. E., Solar force modelling of Block IIR Global Positioning System satellites, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **33** (6), 863-866, 1996.
- [17] Sengoku, A., M. K. Cheng, and B. E. Schutz, Anisotropic reflection effect on satellite, Ajisai, *J. Geod.*, **70**, 140-145, 1995.
- [18] Otsubo, T., H. Kunimori, B. Engelkemier, and F. Takahashi, Error control of numerical integration in SLR analysis software CONCERTO, *J. Geod. Soc. Japan*, **40**, 4, 347-335, 1994.
- [19] Knocke, P. C., J. C. Ries, and B. D. Tapley, Earth radiation pressure effects on satellites, *AIAA J.*, 1-11, 1988.
- [20] McCarthy, D. D. (Ed), IERS Conventions (1996), *International Earth Rotation Service, Technical Note 21*, 1996.
- [21] 福島登志夫, 現代測地学 (第3章「基準座標系」), 日本測地学会, 1994.
- [22] Rubincam, D. P., Yarkovsky thermal drag on Lageos, *J. Geophys. Res.*, **93**, 13805-13810, 1988.
- [23] Sengoku, A., M. K. Cheng, B. E. Schutz, and H. Hashimoto, Earth-heating effect on Ajisai, 測地学会誌, **42**(1), 15-27, 1996.
- [24] 大西隆史, 石橋史朗, 吉川真, 加藤隆二, 市川勉, 山川宏, 川口淳一郎, 電気推進運用中の「はやぶさ」軌道決定, 第47回宇宙科学技術連合講演会集録, 1H18, 2003.
- [25] Bock, H., U. Hugentobler, and G. Beutler, Kinematic and Dynamic Determination of Trajectories for Low Earth Satellites Using GPS, in *First CHAMP Mission Results for Gravity, Magnetic and Atmospheric Studies*, edited by C. Reigber, H. Lühr, and P. Schwintzer, Springer, 2003.
- [26] Bruinsma, S., S. Loyer, J. M. Lemoine, F. Perosanz, D. Tamagnan, The impact of accelerometry on CHAMP orbit determination, *J. Geodesy*, **77**, 86-93, 2003.