

地球観測衛星 ADEOS-II の軌道決定シミュレーション†

久保岡 俊宏*

Simulation of ADEOS-II Orbit Determination †

Toshihiro KUBO-OKA*

Abstract

Process of precise orbit determination of Earth observing satellite, ADEOS-II was simulated by use of orbit analysis software, GEODYN-II. To improve orbit determination accuracy of ADEOS-II composed of box-like main body and a large solar panel, non-gravitational force model was developed. The shape of the satellite was assumed to be a combination of fourteen flat plates including two movable plates which corresponds to the rotating solar panel. Area and reflectivity of each plate were determined from the engineering specifications of ADEOS-II. The non-gravitational forces acting on each plate, such as atmospheric drag, solar radiation pressure, and albedo from the Earth, were computed independently and summed vectorially to get acceleration on the center of mass of the satellite. This model improves the orbit accuracy compared to "cannonball model", a conventional non-gravitational force model used for orbit determination.

1. はじめに

宇宙開発事業団(NASDA)が2000年に打ち上げを予定している環境観測技術衛星(ADEOS-II)、2002年に打ち上げを予定している陸域観測衛星(ALOS)には、レーザー光反射器(CCR)が搭載され、人工衛星レーザー測距(SLR)観測のデータからこれまでよりも高い精度で衛星の軌道を決定することが計画されている。海上保安庁の下里水路観測所は、郵政省通信総合研究所の小金井中央局、NASDAが日本国内に新たに建設を予定しているSLR局(場所未定)と共同で、これらの衛星の観測を行う予定である。NASDAの計画では、3カ所の観測局で同時に観測した単一パスの数分間のデータを解析し、日本上空における衛星の軌道を精密に決めるショートアーク法(例えば

Bonnefond et al., 1995)を採用することになっている。この手法では、グローバルな軌道決定は行えないが、日本上空における衛星の軌道精度については、衛星に作用する重力以外の摂動力のモデルの誤差の影響を受けにくいという利点がある。SLRのデータから衛星の軌道を決定するシステムに関しては、既存のソフトウェアを用いるのではなく、NASDAが新たに開発を進めていく計画である。軌道決定の精度は、衛星の位置の誤差がADEOS-IIで50cm、ALOSで20cm以下となることを目標としている。

日本上空という限られた範囲を精密に決めるショートアーク法に対して、世界中に配された観測局で取得された数日間に渡る複数のパスのデータを使用し、衛星に作用する摂動力(重力、大気抵抗、太陽輻射圧等)のモデルを用いて伝播させ

† Received 1999 September 20th. ; Accepted 2000 February 17th.
* 科学技術特別研究員 Domestic Research Fellow

ることで、精密軌道決定を行うのがロングアーク法である。この方法は、地球全周に渡ってのグローバルな軌道決定が行える反面、衛星の摂動力モデルの誤差の影響を受けやすいという欠点がある。ADEOS-II, ALOS は、共に全地球的な観測を行う人工衛星であるから、そのデータを有効に活用する上で、ショートアーク法だけでなく、グローバルな精密軌道決定が行えるシステムを整備しておくことには大きな意味がある。そこで、本研究ではアメリカ航空宇宙局 (NASA) のゴダード宇宙飛行センターが開発した軌道解析ソフトウェア GEODYN-II (藤田及び仙石, 1997a, 藤田他, 1998) を活用して、ADEOS-II のグローバル軌道決定システムの構築を試みた。水路部では、GEODYN-II にあじさいの非等方輻射圧モデルを組み込み (Sengoku et al., 1995), あじさいをはじめとする測地衛星の SLR データを解析して、プレート運動に伴う一次基準点間の基線長の決定等に活用している (藤田及び仙石, 1997b)。元々、GEODYN-II は汎用の軌道解析ソフトウェアであり、あじさいのような球形の衛星の他に、TOPEX/Poseidon, ERS-1 といった箱状の本体と太陽電池パネルという複雑な形状を持つ衛星の軌道決定にも使えるよう、それぞれの衛星に特化された摂動力計算のためのルーチンが組み込まれている (Marshall et al., 1992, 久保岡, 1998)。この衛星に作用する摂動力を正確に計算することが、ロングアーク法によるグローバルな軌道決定では不可欠である (例えば, Ries et al, 1993)。本研究では、ADEOS-II の摂動力モデル、すなわち、大気抵抗、太陽輻射圧、地球からの照り返しの影響といった衛星に作用する摂動力を計算するためのモデルを作って GEODYN-II に組み込んだ。そして、今回修正した GEODYN-II を用いて ADEOS-II の軌道決定のシミュレーションを行い、摂動力モデルの有効性を調べた。

2. ADEOS-II 軌道決定のための GEODYN-II の修正

GEODYN-II を用いて複雑な構造をもつ大型

衛星の軌道決定する際は、Box-Wing model と呼ばれるものを用いる (Marshall et al., 1992, Luthcke et al., 1997)。これは、衛星の形状を、衛星本体については直方体、太陽電池パネルについては 1 枚の平板という様に平板の組み合わせで近似し、それぞれに作用する摂動力 (大気抵抗、太陽光輻射圧、地球からの照り返しの影響) を独立に計算し、ベクトル的に加え合わせることで、衛星の重心に作用する加速度を得るというものである。このモデルを衛星の軌道計算で用いる場合に必要となるのは、各ステップ毎に各面がどの方向を向いているのかを計算するルーチン (以下では「姿勢記述ルーチン」と呼ぶ) である。具体的に言えば、「姿勢記述ルーチン」は、衛星に固定された座標系 (衛星座標系) で表された各面の法線ベクトルの成分を、軌道計算に用いる慣性系に変換するものである。さらに、「姿勢記述ルーチン」は摂動力の計算だけでなく、衛星のトラッキングポイント (SLR の場合は CCR) と衛星の重心の位置関係を補正するという点でも重要な役割を果たしている。つまり、このルーチンによって衛星の重心とトラッキングポイントを結ぶベクトルの成分を、慣性系 (実際の軌道計算を行う座標系) で表し、観測値に補正を加える。GEODYN-II には、TOPEX/Poseidon, ERS-1, GPS, Tracking and Data Relay Satellite (TDRS) の各衛星専用の「姿勢記述ルーチン」が用意されている。各衛星に固有のルーチンがあるのは、衛星ごとに姿勢制御のアルゴリズムが異なるためである。つまり、ADEOS-II の軌道決定を行う場合にも、同様の「姿勢記述ルーチン」を用意してやればよいことになる。さらに GEODYN-II には、TOPEX/Poseidon の放熱板からの放熱等の要因による摂動を計算するための各々の衛星固有のルーチンも含まれている。これらの事情から、実際に軌道決定を行う場合は、解析条件を設定するファイルの中で、どの衛星なのかを指定するようになっている。

GEODYN-II で軌道計算を行う際に用いられる慣性座標系は次の様に定義する (Pavlis et al.,

1998)。x 軸及び z 軸は、それぞれ Reference とする時刻における春分点方向、地球の自転軸方向とする。そして y 軸は、右手系をなすように取る。軌道座標系の概念図を Fig. 1 に示す。軌道座標系では、原点を衛星の重心とし、z₀ 軸を直下点方向、x₀ 軸を進行方向とし、y₀ 軸は右手系をなすように取る。次に、衛星座標系は、衛星に固定された座標系で、衛星の重心を原点、z_B 軸を地球中心方向に向く面の法線方向、y_B 軸を太陽電池パネルの回転軸方向とし、x_B 軸はそれに直交して進行方向を正にとる。ADEOS-II は、モーメントムホイールを用いて姿勢を制御する 3 軸制御方式の人工衛星であり、衛星座標系と軌道座標系はほぼ一致するようになっている。今回は、簡単のため軌道座標系と衛星座標系は完全に一致することを仮定した。つまり ADEOS-II 用の「姿勢記述ルーチン」は、軌道座標系から慣性系への座標変換を行うルーチンという事になる。もし、衛星座標系と軌道座標系との間に微少なずれがある場合は、衛星座標系から軌道座標系への座標変換の計算を「姿勢記述ルーチン」に含めるだけでよい。回転する太陽電池パネルに関しては、Orbit Angle λ に応じて回

転させる。Fig. 1 に示されている様に、λ は太陽方向のベクトル s' の軌道面への射影 s' と動径ベクトル r が直交する衛星の軌道上の 2 点の内、衛星が太陽に近付く側の点（夜側から昼側に出るという事から、“Orbit 6AM”と呼ばれる）から測る。そして太陽電池パネルは、s' に垂直になる様に、言い換えれば太陽から見た太陽電池パネルの断面積が最大になる様に λ だけ時計回りに回転させる。こうして、最も効率良く太陽電池パネルに太陽光が当たるようにする。

今回は、TDRS 用の「姿勢記述ルーチン」を元にして、上記のアルゴリズムに従って姿勢及び太陽電池パネルの方向を変化させる、ADEOS-II 用の「姿勢記述ルーチン」を作り、GEODYN-II に組み込んだ。同時に、GEODYN-II に含まれている、大気抵抗、輻射圧、地球からの照り返しによる摂動の大きさを計算するサブルーチンに修正を加えた。衛星座標系から、慣性系への座標変換は、

$$\begin{pmatrix} n'_x \\ n'_y \\ n'_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (x_T)_x & (y_T)_x & (z_T)_x \\ (x_T)_y & (y_T)_y & (z_T)_y \\ (x_T)_z & (y_T)_z & (z_T)_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} \quad (1)$$

という式に従って行う。ここで、x_T、y_T、z_Tは、

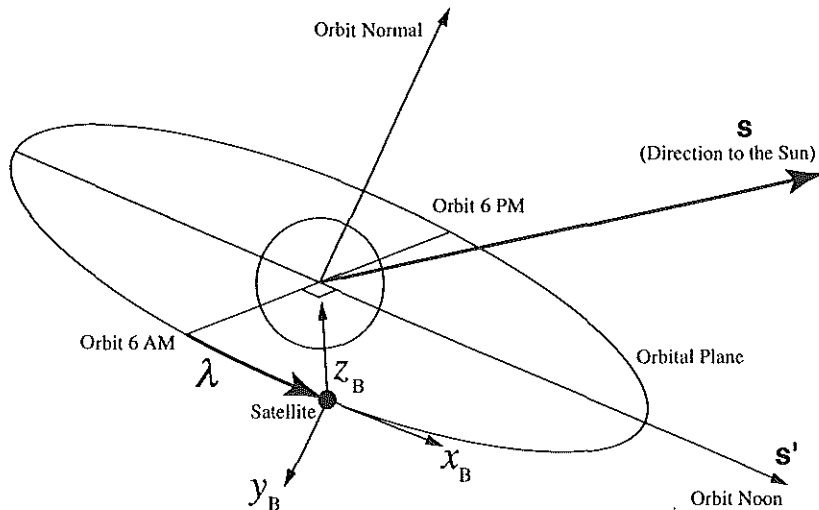


Fig. 1 Satellite body-fixed coordinate system adopted in this paper. Its origin is satellite center of mass. The z_B axis is taken to be nadir pointing, x_B axis to be along-track, and the y_B axis to form right hand system. The unit vector in the direction to the Sun and its projection to the orbital are denoted by s and s', respectively. Orbit angle λ is measured from the point "Orbit 6AM" where the satellite goes into "day" side from "night" side.

$$\mathbf{z}_T = -\mathbf{r}/r \quad (2)$$

$$\mathbf{z}_T = \mathbf{z}_T \times \mathbf{v}/v \quad (3)$$

$$\mathbf{x}_T = \mathbf{y}_T \times \mathbf{z}_T \quad (4)$$

式で定義されるベクトルである。(2), (3)式において, \mathbf{r} 及び \mathbf{v} は慣性系で表した衛星の位置ベクトルと速度ベクトルを表している。

この Box-Wing model を用いて実際に衛星の軌道計算するには, GEODYN-II の設定ファイルの中でいくつかのオプションを指定し, 必要なパラメータを与える(例えば, 藤田及び仙石, 1997 a, Pavlis et al., 1998)。最も重要なのが, 衛星座標系でのトラッキングポイントの座標を与える OFFSET カードである。Box-Wing モデルのパラメータは, PANEL カードで与える。ここで与えることの出来るパラメータは, 衛星座標系で表したパネルの法線ベクトルの成分, パネルの面積, 鏡面反射率 (specular reflectivity), 拡散反射率 (diffuse reflectivity), 熱モデルに関する諸量 (平衡温度, 平衡に達するまでの時間) である。ただし, 現行の GEODYN-II では, 熱モデルに関しては, TOPEX/Poseidon のものしか実装されていないため, TOPEX/Poseidon 以外の衛星の軌道解析を行う場合は, 熱モデルに関するパラメータは "0" を入力しておく必要がある。こう

することで, 熱モデルに関するルーチンは全てスキップされる。なお, 軌道解析の際には, Box-Wing model のパラメータを, 衛星の初期座標, 太陽輻射圧定数といったパラメータと共に推定するように指定することも可能である。

3. ADEOS-II の Box-Wing model

次に, ADEOS-II の Box-Wing model について述べる。ADEOS-II の外観図を Fig. 2 に示す。ADEOS-II は各種のセンサーを搭載した本体, 太陽電池パネル, 本体から突き出したマイクロ波放射計 (AMSR), 軌道間通信系 (IOCS) という 2 種類の可動式アンテナから構成されている。今回のモデルでは, ADEOS-II の形状を 14 枚の平板の組み合わせで近似した (Fig. 3)。各平板の面積, 鏡面反射率, 拡散反射率を Table 1 にまとめた。これらの値は, ADEOS-II の設計データ (内村, 私信) を元に計算したものである。ただし, 太陽電池パネルや AMSR が衛星本体に落とす影といった, 衛星の一部が他の部分に作る影の効果は無視している。2 種類の可動式アンテナについては以下の様に扱った。AMSR は z_B 軸に平行な軸を中心に, 取り付け基部ごと 1.5 秒周期で回転し, 地表から放射されるマイクロ波を受信する。この

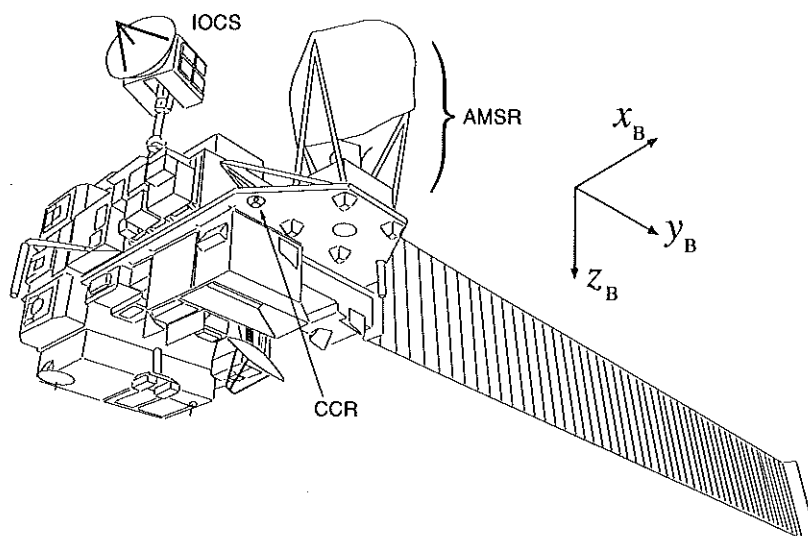


Fig. 2 Shape of ADEOS-II. The spacecraft consists of a main body with various sensors, a large solar array panel, and movable antennae (AMSR and IOCS). Corner cube reflector (CCR) is attached to the plate which supports AMSR.

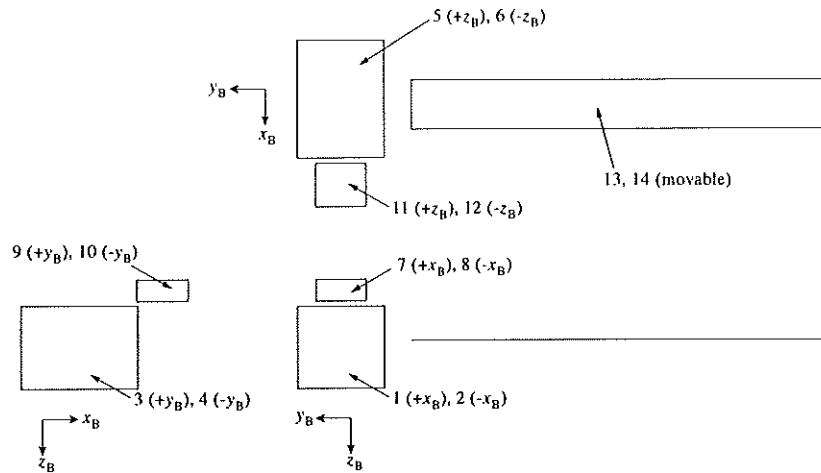


Fig. 3 Three view drawing of the Box-Wing model approximation of ADEOS-II. Fourteen flat plates are used to approximate the shape of the spacecraft. Properties of the plates (area, reflectivity) are summarized in Table 1.

Table 1 Plate properties of ADEOS-II BOX-Wing model. These values were determined from the engineering specifications of ADEOS-II (Uchimura, private communication).

Plate No.	Area [m ²]	Specular Reflectivity	Diffuse Reflectivity
1	13.4	0.47	0.24
2	13.4	0.50	0.18
3	14.8	0.55	0.16
4	14.8	0.61	0.14
5	19.3	0.57	0.16
6	19.3	0.53	0.17
7	1.129	0.26	0.47
8	1.129	0.26	0.47
9	1.129	0.26	0.47
10	1.129	0.26	0.47
11	3.133	0.02	0.75
12	3.133	0.50	0.18
13	50.0	0.05	0.22
14	50.0	0.17	0.66

回転周期は、軌道計算のタイムステップ (10~30 秒) に比べてはるかに短い。AMSR の回転に伴い、衛星に作用する摂動力の内、太陽輻射圧の変化は 4% 程度に収まるが、大気抵抗は太陽電池パネルが z_B 方向を向き、進行方向に対する断面積が最少になる様な特別な状況下では、アンテナの 1 回転

の間に約 12% も変化する。この点を考慮して AMSR に作用する大気抵抗を正確に計算できるように、AMSR を直方体で近似し、各面の面積は x_B , y_B , z_B 各方向から見た AMSR の断面積をアンテナの回転周期について平均した値を用いることにした。AMSR は表と裏で表面の材質が異なるので、 x_B , y_B 面の反射率については表、裏の平均値を用いた。衛星本体から突き出している IOCS は、データ中継衛星を追尾するために三次元的に複雑な動きをする。しかし、IOCS の向きの変化が ADEOS-II に作用する摂動力に与える影響は、大気抵抗、太陽輻射圧共に 2% 程に過ぎない。このため、常に $+x_B$ 方向 (進行方向) にパラボラアンテナを向けている状態であることを仮定した。そして、IOCS の各面の寄与を、衛星本体を構成する平板 (No. 1~6) に加えている。面積については、箱状の IOCS の各面の面積を衛星本体の x_B , y_B , z_B 面の面積にそのまま加え合わせ、反射率については面積を重みとして平均を取った。

ここで説明した ADEOS-II の Box-Wing model は、あくまで打ち上げ前の設計データを基にして作ったものであり、実際の衛星とは表面特性が異なる可能性がある。また、宇宙空間では経年劣化によって表面の反射率が変化することも考

えられる。このため、TOPEX/Poseidon (Marshall et al., 1992) や TDRS (Luthcke et al., 1997) の Box-Wing model で行われているように、打ち上げ後に実際のトラッキングデータを利用して、観測データの残差を小さく出来るよう各パネルの面積や反射率といったパラメータを調節する作業が必要になる。また、アンテナや太陽電池パネルが衛星本体に落とす影の効果については、今後検討する必要がある。

4. ADEOS-II の軌道決定のシミュレーション

ADEOS-II の Box-Wing model と、ADEOS-II 用に修正した GEODYN-II を用いて、軌道決定のシミュレーションを行ってみた。まず、GEODYN-II に備えられている機能 (SIMDAT と呼ばれるオプションを用いる) を利用して、衛星の観測データを生成する。本来なら、SLR による測距データを作るべきなのだが、GEODYN-II のトラッキングデータ生成機能に含まれているバグのためか、レーザーのデータをうまく生成する事ができなかった。このため、月周回衛星 SELENE の軌道解析などで使った実績のある、Doppler によるレンジレート計測 (Kubo-oka and Sengoku, 1999) で代用することにした。実際に ADEOS-II のトラッキングを行う形式とは異なるが、Luthcke et al. (1997) がレンジレート計測のデータを解析して、TDRS の精密軌道決定における Box-Wing モデルの有効性を調べてい

ることから、ADEOS-II についても同様の検証が行えるものと判断した。今回のシミュレーションで用いた重力、大気の密度等のモデルを Table 2 に、元期(1999/8/01 0:00UT)における ADEOS-II の軌道要素を Table 3 に示す。この元期は、ADEOS-II の軌道投入が予定されていた時刻に対応している。アークの長さは 8 日、軌道計算のタイムステップは 15 秒とした。

観測局としては、下里の他に、環境観測技術衛星「みどり (ADEOS)」の観測実績がある、豪 Orroral, 英 Royal Greenwich Observatory, 米 Monument Peak を含めた 4 局を用いた。観測局それぞれの座標値は、測地衛星ラジオスの SLR データの解析によって求められた CSR930101 の値を用い (Eanes and Watkins, 1993), 観測局の座標には誤差は無いものとしている。また、全ての観測局で、ADEOS-II が観測可能である場合は、昼夜を問わず、常にデータが取得できているという理想的な条件を仮定した。ADEOS-II の

Table 3 Initial orbital elements of ADEOS-II at epoch August 1, 1999 (Uchimura, private communication).

Semimajor Axis	7178.821km
Eccentricity	0.0017
Inclination	98.69deg
Argument of Perigee	120.38deg
Longitude of Ascending Node	286.67deg
Mean Anomaly	187.07deg

Table 2 Adopted force models and measurement models for the simulation of ADEOS-II orbit determination.

Item	Model and value	Reference
Gravity field	JGM-3(70×70)	Tapley et al.(1994)
Planetary ephemeris	DE403	Standish et al.(1995)
GM	398600.4415[km ³ /s ²]	Ries et al.(1992)
Solar flux, Φ	1372.5398[W/m ²]	McCarthy(1992)
Radiation pressure model	"Box and Wing" model	This paper
Relativistic corrections	IERS Standards	McCarthy(1992)
Earth's Albedo	IERS Standards	Knocke et al.(1988)
Atmospheric drag	French Drag Model	Barlier et al.(1978)
Solid Earth Tide	IERS Standards	Wahr(1986)
Ocean Tide	IERS Standards	McCarthy(1992)

CCR は、取り付け位置の問題で、GLI (グローバルイメージャ)、ILAS-II (改良型大気周縁赤外分光計) といったセンサーが邪魔になり、 $-x_B$ 方向からはレーザー光がほとんど当たらない。このため、SLR による観測が可能となる時間に制限がつく。今回はこの影響も無視した。以上のことから、今回のシミュレーションでは実際に期待されるデータ数よりも倍近く多い観測データを用いていることになる。このようにして作ったシミュレーションデータに、RMS が 0.25mm/sec のランダムノイズを加えた。このランダムノイズの値は、レンジレート計測で最も高い精度と言われている Deep Space Network の観測精度と同レベルである。

このシミュレーションデータを観測データとして GEODYN-II に入力し、再び解析を行って ADEOS-II の軌道を決定した。今回は 8 つの場合について解析を行った (Table 4)。各々の Case の違いは、適用した衛星の摂動力モデル、観測局の数、経験的加速度の推定の有無から来ている。まず、衛星の摂動力モデルは、(1)シミュレーションデータ生成に用いたものと同じの Box-Wing model, (2) Box-Wing model の平板の面積に 10% の誤差を加えたもの、(3) Cannonball model の 3 つについて調べた。(2) の場合は平板の面積も解析の際に推定するパラメータに含めた。(3) の Cannonball model は、衛星の形状を一様な材質で覆われた球で近似したもので、GEODYN-II ではデフォルトの摂動力モデルとして使われてい

る。Cannonball model を用いた場合は、大気抵抗係数、太陽輻射圧定数を 1 日に 1 回という頻度で推定した。次に、観測局の数は、(1)下里のみ、(2) 4 局全て、という 2 つの場合を調べた。4 局の場合は、各観測局のデータには同じ重みをつけて解析した。下里の観測データだけを用いた場合の方が、4 局全てのデータを用いた場合よりも、軌道を拘束するためのデータが少ないため、摂動力モデルの誤差がより顕著に現れるものと予想される。最後に、経験的加速度は、観測値の残差を減らす為に便宜的に入れるものである。今回は Cannonball model を用いた場合のみ、along-track, cross-track 方向の軌道周期のフーリエ成分を 1 日に 1 回の頻度で推定し、摂動力モデルの誤差を経験加速度の推定値に吸収させることで、軌道決定精度をどの程度向上させることが出来るのかを調べた。なお、今回のシミュレーションでは、衛星の高度が 20 度以下となるようなデータは棄却した。

Table 4 の一番右に示したのは、観測値の残差の RMS である。シミュレーションデータ生成と同じ Box-Wing model を用いた場合 (Case A, B), RMS は加えたノイズの RMS 0.25mm/sec に近い値となっている。次に、平板の面積に 10% の誤差を加えた場合 (Case C, D) は、誤差の無い場合に比べると 30~60% RMS が増大している。また Cannonball model で、経験的加速度を推定しなかった場合 (Case E, G) は、RMS はノイズの

Table 4 Summary of the simulation of ADEOS-II orbit determination. Each case is specified by adopted non-conservative force model, number of observation sites, and estimation of empirical accelerations. In the right column, post-fit RMS of the observation residuals is shown.

Simulation	Model	Number of stations	Empirical Acceleration	Residual RMS [mm/s]
A	Box and wing	4	—	0.255
B	Box and wing	1	—	0.261
C	Box and wing (with error)	4	—	0.331
D	Box and wing (with error)	1	—	0.421
E	Connonball	4	—	1.028
F	Connonball	4	estimated	0.270
G	Cannonball	1	—	0.988
H	Cannonball	1	estimated	0.286

4倍近い値になってしまっているのに対し、経験的加速度を推定した場合 (Case F, H) はノイズレベルに近いところまでRMSを減らすことが出来ている。観測局数については、Case EとGを除いては4カ所のデータを用いた方が、1局のデータを用いた場合よりもRMSが小さくなっている。

Box-Wing modelを用いて計算した ADEOS

-IIに作用する大気抵抗, 太陽光の輻射圧, 及び地球からの照り返しに伴う加速度の along-track, cross-track, radial 各方向成分の約1周期分の変化を, Fig. 4に示す。大気抵抗の along-track 方向の成分は複雑に変化している。これは, 太陽電池パネルが Orbit Angle λ に応じて回転するために, 衛星の進行方向から見た断面積が変化することを反映している (松下, 仙石, 1998)。また, 太

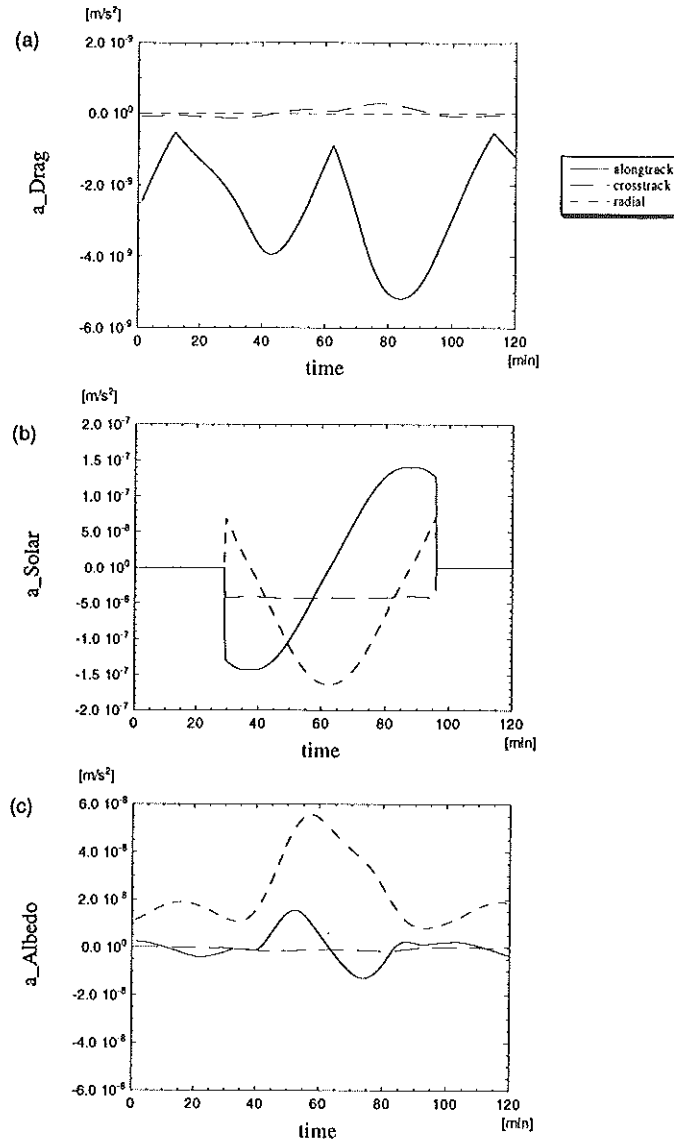


Fig. 4 Variation of non-gravitational acceleration acting on ADEOS-II during one revolution : (a) Atmospheric Drag, (b) Solar radiation acceleration, and (c) Albedo acceleration. Acceleration is computed by use of Box-Wing model. Solar radiation acceleration becomes zero when the satellite goes into the Earth's shadow.

陽輻射圧による加速度が、ある時期急激に0になるのは、衛星が地球の影に入るためである。比較のために、Cannonball モデルについて同様の計算を行った結果を Fig. 5 に示す。Fig. 4 と比較すると大気抵抗の変化の様子、特に along-track 方向の成分が大きく異なっていることがわかる。これは、1日1回大気抵抗係数を推定するだけでは、断面積変化に伴う大気抵抗の変化を再現しきれていない事を意味している。

次に、シミュレーションで決定した軌道の全体としての精度を確かめるため、決定した軌道と真の軌道との x , y , z 各方向、及び衛星の高度の差

をとり、その RMS を計算した。基準となる軌道としては、最初に GEODYN-II によって観測データを生成した際に用いた軌道を用いた。結果を Table 5 に示す。まず、観測データを生成した時と同じ Box-Wing model を用いた場合は、RMS は 1 cm 以下であり、衛星の軌道が全周に渡って精度良く決まっていることが分かる。しかし、これは摂動力のモデルに誤差がない理想的な場合であることに注意する必要がある。次に、Box-Wing model で平板の面積に 10% の誤差を加えた場合 (Case C, D) は、モデルに誤差がない場合に比べると衛星の位置誤差の RMS は増大し、4 局の

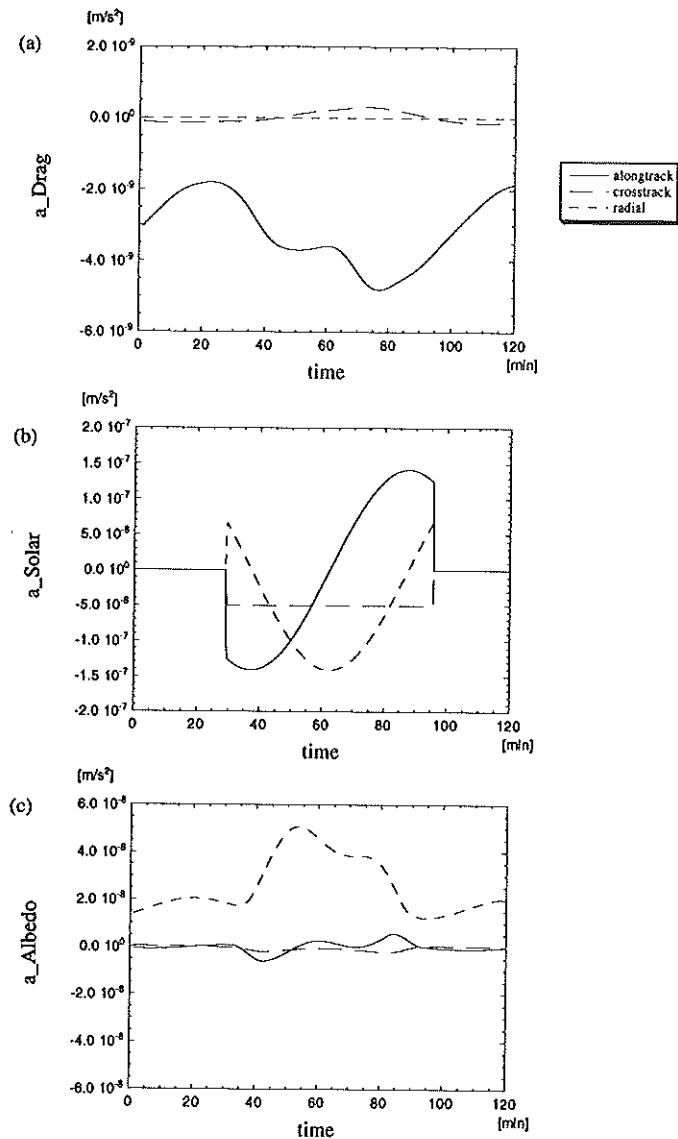


Fig. 5 Same as Fig. 4, but for non-gravitational acceleration computed by use of Cannonball model.

Table 5 RMS of error in position and height of ADEOS-II determined by the simulations with respect the reference orbit.

Simulation	Δx	RMS[cm]		Δh
		Δy	Δz	
A	0.568	0.404	0.435	0.295
B	0.618	0.811	0.783	0.682
C	6.061	4.417	3.540	0.688
D	6.364	7.258	6.087	1.585
E	32.10	34.33	16.56	12.78
F	4.405	2.262	1.709	1.231
G	1168	424.5	276.8	52.95
H	34.81	69.60	69.20	27.92

データを用いた場合最大で6 cm, 1局のみのデータを用いた場合最大7.3cmになっている。Box-Wing model の場合は、観測局の数が減ることによって軌道誤差が大幅に増大することはない。この様に、観測局数よりも Box-Wing model の誤差の影響の方が大きい事から、打ち上げ前に Box-Wing model の精度をさらに高めると共に、打ち上げ後のトラッキングデータから、各平板のパラメータを調節することが必要と考えられる。

摂動力モデルとして Cannonball model を採用した場合は、4局のデータを用い経験的加速度を推定した Case F を除いて、Box-Wing model に比ると軌道誤差が非常に大きくなっている。Case F で軌道誤差が小さくなっているのは、衛星の観測データが多く摂動力モデルを用いて軌道を推定する部分が少なく済むため、経験的加速度を推定することで摂動力モデルの誤差を吸収できているためと考えられる。ただし、実際には CCR の取り付け位置の影響でトラッキングが行える時間には制限がつくこと、天候等の影響で常時観測することはできないことを考慮すれば、極めて理想的な場合であり、実際の軌道決定で、ここまでの精度を実現することは難しいものと思われる。Cannonball model で観測局を1局のみ (Case G, H) とした場合は、4局の場合 (Case E, F) に比べると誤差が1桁以上大きくなっている。この観測局数が減ったことによる影響は、Box-Wing model の場合と比べると顕著に現れている。ま

た、Case H (観測局を1局、経験的加速度推定) では、Table 4 に示した観測値の残差の RMS は小さくなっているのに、軌道そのものの誤差が大きくなっている。これは、衛星が水平線以下に沈んで観測データが得られていない期間は、正しい軌道を求められていないためと考えられる。以上の事から、今回作った ADEOS-II の Box-Wing model は、特に衛星のトラッキングデータが多く得られていないような状況では、軌道決定の精度向上に有効であると考えられる。

5. まとめ

地球観測衛星 ADEOS-II の高精度の軌道決定が行える様に、軌道解析ソフトウェア GEODYN-II を修正した。具体的には、ADEOS-II に作用する重力以外の摂動力を正確に計算するために、衛星の形状を箱状の本体と太陽電池パネルという平板の組み合わせで近似し、軌道計算の各ステップで衛星を構成する各面がどの方向を向いているかを計算するサブルーチンを作り、GEODYN-II に組み込んだ。次に、ADEOS-II の設計データから、衛星の形状を近似するための14枚の平板の面積、反射率といったパラメータを求め、本研究で修正を加えた GEODYN-II を用いて、ADEOS-II の軌道決定のシミュレーションを行ってみた。その結果、特に衛星の全地球的なトラッキングデータが得られていない様な状況下では、今回作った Box-Wing model を使った方が、GEODYN-II でデフォルトの摂動力モデルとして用意されている Cannonball model を用いた場合に比べて、軌道誤差を大幅に減らすことができる事が分かった。また、今回の手法は、ADEOS-II に引き続いて打ち上げられる陸域観測衛星 ALOS の精密軌道決定にも適用することが可能である。

最後に今後の課題について簡単に述べる。まず、より現実に近い状況での軌道決定のシミュレーションを行う必要がある。具体的には、SLR の観測データを生成し、CCR の取り付け位置の影響でトラッキングデータの量が制限されることを考慮したシミュレーションが考えられる。次に、

ADEOS-IIの打ち上げ後に、実際に取得されたSLRのデータを用いて、Box-Wing modelのパラメータを調節する作業が必要である。また、太陽電池パネルや各種のアンテナが衛星本体に落とす影の影響については、今後より詳細な解析が必要と思われる。最後に、衛星の摂動力モデルの誤差を減らすだけでなく、世界中のSLR局でADEOS-IIの観測を実行し、出来るだけ多くの測距データを得られるように働きかけることが、衛星の軌道決定精度を向上する為にも重要だと考えられる。

謝 辞

本研究を進めるにあたり、海上保安庁水路部企画課海洋研究室ならびに航法測地課の方々に貴重な意見を頂きました。宇宙開発事業団の内村孝志氏には、ADEOS-IIの各部の断面積、反射率のデータ、軌道要素等の情報を提供して頂きました。また、NASAゴダード宇宙飛行センターのDavid Rowlands氏ならびに国立天文台水沢地球観測センターの松本晃二氏には、GEODYN-IIを用いて観測データを生成する方法についてご教示いただきました。ここに感謝いたします。

References

- Barlier, F., C. Berger, J. Falin, G. Kockarts, and G. Thuillier : Atmospheric model based on satellite drag data, *Ann. Geophys.*, **34**, 9-24, (1978).
- Bonnefond, P., P. Exertier, P. Schaeffer, S. Bruinsma, and F. Barlier : Satellite altimetry from a short-arc orbit technique : application to the Mediterranean, *J. Geophys. Res.*, **100** (C12), 25365-15382, (1995).
- Eanes, R. J. and M. M. Watkins : The CSR93 L01 solution, IERS Annual Report for 1992, Int. Earth Rotation Srev., Obs de Paris, (1993).
- 藤田雅之, 仙石新 : NASAの衛星データ解析ソフトウェア「GEODYN-II」の導入, 水路部技報, **15**, 5-10, (1997a).
- 藤田雅之, 仙石新 : 「あじさい」SLRデータ解析による一次基準点・下里間の基線ベクトル推定, 水路部研究報告, **33**, (1997b).
- 藤田雅之, 久保岡俊宏, 池田信広 : GEODYN-II/SOLVE対話型解析システム(GDIS)によるSLRデータ解析, 水路部技報, **16**, (1998).
- Knocke, P. J., J. C. Ries, and B. D. Tapley : Earth radiation pressure effects on satellites, in Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Conference, 577-587, Am. Inst. Aeron. Astronaut., Washington D. C., (1988).
- 久保岡俊宏 : TOPEX/Poseidonの軌道決定に対する下里水路観測所の観測データの効果, 水路部研究報告, **34**, 1-11, (1998).
- Kubo-oka, T. and A. Sengoku : Radiation pressure model for the relay satellite of SELENE, *Earth, Planets, and Space*, **51**, 979-986, (1999).
- Luthcke, S. B., J. A. Marshall, S. C. Rowton, K. E. Rachlin, C. M. Cox, and R. G. Williamson : Enhanced Radiative Force Modeling of the Tracking and Data Relay Satellites, *J. Astron. Sci.*, **45**, 349-370, (1997).
- Marshall, J. A., S. B. Luthcke, P. G. Antreasian, and G. W. Rosborough : Modeling Radiation Forces Acting on TOPEX/Poseidon for Precision Orbit Determination, NASA Technical Memorandum 104564, (1992).
- 松下優, 仙石新 : 人工衛星の断面積変化が軌道に及ぼす影響, 第29回天体力学研究会収録, 128-133, (1997).
- McCarthy, D. D. ed. : IERS Standards 1992, IERS Tech. Note 13, Obs. de Paris, November (1992).
- 藤田雅之, 仙石新 : NASAの衛星データ解析ソフ

- Pavlis, D. E., S. Luo, P. Dahiroc, J. J. McCarthy, and S. B. Luthcke : GEODYN-II, Operations Manual, (1998).
- Ries, J. C., R. J. Eanes, C. K. Shum, and M. M. Watkins : Progress in the determination of gravitational coefficient of the Earth, *Geophys. Res. Lett.*, **19**, 529-531, (1992).
- Ries, J. C., C. K. Shum, and B. D. Tapley : Surface Force Modeling for Precision Orbit Determination, Environmental Effects on Spacecraft Positioning and Trajectories, *Geophysical Monograph*, **73**, IUGG, **13**, 111-124, (1993).
- Sengoku, A., M. K. Cheng, and B. E. Schutz : Anisotropic Reflection Effect on Satellite, *Ajisai, Jour. Geod.*, **70**, 140-145, (1995).
- Standish, E. M., X. X. Newhall, J. G. Williams, and W. F. Folkner : JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE403/LE403, *JPL IOM*, **314**, 10-127, (1995).
- 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**, 28029-28049, (1996).
- Wahr, J. M. : Body tides on elliptical, rotating, elastic, and oceanless Earth, *Geophys. J. R. Astron. Soc.*, **64**, 677-703, (1981)