複数の2ライン軌道要素を利用したスペースデブリの落下予測手法^{*1}

Reentry Prediction Method Using Multiple Two Line Elements

紺野 博之^{*2}・田島 徹^{*2}

Hiroyuki KONNO and Toru TAJIMA

Key Words : Astronautics, Space Debris, Reentry Prediction, Air Drag

Abstract : The uncontrolled reentry of space object is one of the serious problems that the space agencies face. This paper presents a new reentry prediction method which estimates the reentry time and point using multiple sets of orbital elements and an error-propagation model. In the low-altitude orbit, the dominant perturbing force is air drag. Analyzing how the air drag affects the accuracy of the orbit propagation, we constructed an error-propagation model. Combining the multiple orbital elements with this model, this method estimates the optimal air drag and predicts a reentry time accurately. To demonstrate the performance of this method, a reentry prediction experiment was conducted. The experimental prediction took an example of the H-II Rocket 2nd Body that actually reentered on 27 January, 1999. Results show that the method can provide accurate predictions of reentry.

1. はじめに

近年、スペースデブリ対策の必要性が叫ばれるようになり、デブリの落下対策が重要視されてきている。1996年3月、国際機関間スペースデブリ調整会議¹⁾ (Inter Agency Space Debris Coordination Committee: IADC) は、危険性の高いデブリの落下を、(1)大気圏を汚染する恐れのある放射性物質を搭載した衛星等の落下、(2)大気圏で燃え尽きず地上まで落下する恐れのある物体の落下と定義し、このような落下が生じた際には、各宇宙機関間で当該物体の情報交換を行い、より精度の高い落下予測に努めることを了承した。

アメリカの U.S. SpaceCom は、世界各地に配備したレーダ網でスペースデブリの観測を行い、9000個近いデブリをカタログ化している^{2,3)}。危険物体の落下の際は、この観測データを基に、TIP (Tracking and Impact Prediction) と呼ばれる落下予測を行っている⁴⁾。

一方、欧州宇宙機関 (ESA) や宇宙開発事業団 (NASDA) のように、デブリ観測用のレーダを所有しない機関では、観測に基づく落下予測を行うことができない。そこで、他の機関が推定した軌道要素を基に落下予測を行う必要がある^{5,6)}。現在、一般向けに提供されているデブリの軌道要素は、2ライン軌道要素 (TLE) である。これは、平均軌道要素であり、パッケージ化されたソフトウェアで簡単に軌道伝播できるなど⁷⁾、非常に扱いやすい軌道要素である。しかし、軌道決定の際に用いた摂動モデルや軌道要素自体の精度など、落下予測に重要な情報が公

開されていない。そのため、TLE を用いた落下予測では、如何にしてこの不足した情報を補うかが鍵となっている。

これまで NASDA は、元期の異なる2つの TLE を用いて、デブリの落下予測を行ってきた。具体的には、まず、元期の新しい TLE を古い方の元期まで軌道伝播する。すると、伝播誤差により、伝播後の軌道と TLE に緯度引数の誤差が生じる。この差を最小にするように軌道伝播の際の大気抵抗パラメータを調整する。こうして得られた大気抵抗パラメータを用いて、今度は未来に向かって軌道伝播し、大気圏に再突入する時刻と位置を予測する。この方法は、2つの TLE の入手のみで比較的簡単に落下予測を行えるといった利点がある。しかし、2つの軌道の変化のみから物体の運動を左右する大気抵抗パラメータを推定するために、局所的な軌道の変化に左右され大局的な変化を捕らえることができない。そのため、用いる TLE によって予測結果が大きく異なるといった問題があった。また、TLE 自体の誤差も、推定する大気抵抗パラメータに含まれてしまうという問題もあった。

筆者らは、NASDA におけるスペースデブリ対策の研究⁸⁾の一貫として、多数の TLE を平均化処理することによって、落下予測制度を向上させる研究を行ってきた。本手法の基本的な考え方は、多数の TLE を処理することによって、大局的な軌道の変化に適合した大気抵抗パラメータを推定すること、軌道伝播で生じる誤差の要因を初期軌道要素の誤差と大気抵抗の誤差に分離して推定することの2点である。以下では、まず、初期軌道要素と大気抵抗の誤差が軌道伝播に与える影響をモデル化した誤差伝播モデルを提案する。次に、時系列の TLE をこのモデルに当てはめることによって、初期軌道要素の改良及び最適な大気抵抗パラメータを推定し落下予測を行う手法を示す。ま

^{*1} 平成 11 年 7 月 14 日原稿受理

^{*2} 宇宙開発事業団筑波宇宙センター

た、本手法を1999年1月27日に実際に大気圏に再突入したH-IIロケット6号機の2段ボディーに適用した実験結果を報告し本手法の有効性を示す。

2. 誤差伝播モデル

軌道伝播の精度に影響を与えるのは、伝播の起点となる初期軌道要素の精度と、伝播期間に物体に作用した摂動のモデル誤差である。低軌道を周回する物体の軌道を非常に正確にモデル化された軌道伝播ソフトウェアで軌道伝播する場合、軌道伝播誤差に最も影響を与えるのは大気抵抗による摂動のモデル誤差である。本手法では、初期軌道要素の誤差と大気抵抗による摂動のモデル誤差が、軌道伝播後の進行方向の誤差（緯度引数の誤差）に与える影響を誤差伝播モデルとしてモデル化する。

2.1 仮定 本手法では、誤差伝播モデルを導出するにあたり、過剰な複雑化を避けるために、以下の2つの仮定を設ける。

仮定1. 大気抵抗による加速度は、大気密度や物体の姿勢の変化によって時々刻々変化する。しかし、大気密度や物体の姿勢変化は、非常に複雑な物理現象により生じるものであり、それらを正確にモデル化するのは困難である。本手法では、過剰な複雑化を避けるために、注目する期間において大気抵抗を一定とする。

仮定2. 本手法では、モデルの単純化のために、摂動による離心率や近地点方向の変化など複雑な軌道の運動は考慮しない、すなわち離心率を0と仮定してモデルを構築する。

2.2 誤差伝播モデルの導出 Vis-Vivaの方程式より、物体の速度 V は以下の式で与えられる。

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (1)$$

ここで、 μ は地心重力定数、 a は軌道長半径、 r は物体の地心距離を表す。いま、物体の速度変化により軌道が瞬時に変化するならば、速度変化が生じた点を固定して a で偏微分することができ、

$$\Delta a = \frac{2a^2 V}{\mu} \Delta V \quad (2)$$

となる。低軌道を周回する物体の速度変化が大気抵抗による加速度 $\dot{V}_a$ によってのみ生じるとすると、

$$\Delta V = \dot{V}_a \Delta t \quad (3)$$

となり、これを式(2)に代入し連続化すると、

$$\dot{a} = \frac{2a^2 V}{\mu} \dot{V}_a \quad (4)$$

となる。式(4)の右辺において、仮定1より $\dot{V}_a$ は一定となる。また、その係数部分も、軌道長半径 a と物体速度 V がもともと大きな値であるために、その変化による影響を無視することができ、近似的に一定と見ることができ。事実、軌道長半径を6600 km程度と考えると、高度が100 km低下してもその変化率は2%に満たない（同様のことが速度 V についても言える）。よって、式(4)は近似的に一定とすることができ。そのため $\dot{a}$ の誤差と $\dot{V}_a$

の誤差は比例する。

$$\Delta \dot{a} \propto \Delta \dot{V}_a = \text{const} \quad (5)$$

次に、仮定2より対象物体が円軌道を周回しているとすると、以下の関係が成り立つ。

$$\dot{\phi} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (6)$$

ここで、 ϕ は緯度引数を表す。これを a で微分すると、 a の誤差と $\dot{\phi}$ の誤差の関係が求まる。

$$\Delta \dot{\phi} = -\frac{3}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a^5}} \Delta a \quad (7)$$

軌道長半径の変化による影響を無視することにより、式(7)の Δa の係数は近似的に一定と置くことができる。よって、以下の関係が成り立つ。

$$\Delta \dot{\phi} \propto \Delta a$$

これを時間微分すると、式(5)の関係より、

$$\Delta \ddot{\phi} \propto \Delta \dot{V}_a = \text{const} \quad (8)$$

となる。式(8)は、軌道伝播によって生じた緯度引数の誤差が伝播時間の2次関数として表せることを意味しており、

$$\Delta \phi(t) = C_0 + C_1 t + C_2 t^2 \quad (9)$$

となる。これが誤差伝播モデルの基本式となる。

以下では、軌道伝播における初期軌道要素の誤差及び本手法で用いる軌道伝播ソフトウェアの大気抵抗摂動モデルの誤差が、誤差伝播モデル基本式の各係数 $C_0 \sim C_2$ といかなる関係になっているかを示す。なお、本手法では初期軌道要素の誤差のうち、軌道長半径の誤差 (Δa) と緯度引数の誤差 ($\Delta \phi$) のみに注目する。

初期時刻 ($t=0$) における緯度引数の誤差 $\Delta \phi$ は、式(9)より、

$$\Delta \phi(0) = C_0 \quad (10)$$

となる。

初期時刻における軌道長半径の誤差 Δa は、式(7)及び(9)より、

$$\Delta a = -\frac{2}{3} \sqrt{\frac{a^5}{\mu}} C_1 \quad (11)$$

となる。

一方、式(8)及び(9)より、

$$\Delta \ddot{\phi}(0) = 2C_2 \propto \Delta \dot{V}_a \quad (12)$$

となる。 C_2 と $\Delta \dot{V}_a$ の比例係数は、軌道伝播ソフトウェアの内部計算に係わってくる。本手法で用いる軌道伝播ソフトウェアの大気抵抗摂動モデルは以下の式で与えられる。

$$\dot{V}_a = -B\rho V^2$$

ここで、 V は物体の速度、 B は弾道係数と呼ばれ物体の姿勢や重量、表面特性等によって決まる量である。 ρ は物体の位置における大気密度で大気モデルによってソフトウェア内部で計算される。これらの物理量のうち、弾道係数 B のみが入力値として外部から与えることができる。そこで、本手法では、ある B を与えた伝播結果から計算した $C_2(B)$ と、 B から微小量だけ変化させた値 ($B+\epsilon$) を与えて計算した $C_2(B+\epsilon)$ から、 B に対する C_2 の感度係数を計算し B の誤差 ΔB を計算する。

$$\frac{\partial C_2}{\partial B} = \frac{C_2(B+\epsilon) - C_2(B)}{\epsilon} \quad (13)$$

$$\Delta B = \frac{\partial B}{\partial C_2} C_2 \quad (14)$$

本手法では、この弾道係数の誤差 (ΔB) を大気抵抗摂動のモデル誤差 ($\Delta \dot{V}_d$) に相当するものとする。

以上のように、本モデルは、軌道伝播で生じた緯度引数の誤差の原因を初期軌道要素の誤差 ($\Delta a, \Delta \phi$) と大気抵抗摂動のモデル誤差 (ΔB) に分離して推定する。

3. 落下予測アルゴリズム

前節で導出した誤差伝播モデルに複数の TLE をフィッティングさせる落下予測アルゴリズムを示す。

1. 落下する物体について、 n 個 ($n \geq 4$) の TLE を取得する。これを、TLE の変換に一般的に用いられている SGP モデル⁷⁾を用いて接触軌道要素に変換する。ここで、取得した TLE のうち、最新の元期を持つものを初期 TLE とし、他の TLE をデータ TLE とする。
2. 最初の B として適当な値を設定し、初期 TLE を各データ TLE の元期まで軌道伝播し、伝播値とデータ TLE の緯度引数の差 $\Delta \phi_k$ ($k=1, 2, \dots, n-1$) を計算する。
3. $\Delta \phi_k$ を誤差伝播モデル (式(9)) に当てはめ、各係数 ($C_0 \sim C_2$) を最小2乗法によって求め、式(10)及び式(11)から Δa 及び $\Delta \phi$ を求める。
4. B を微小量変化させ ($B+\epsilon$)、処理2及び3をくり返し、式(13)、(14)から ΔB を計算する。
5. 処理3及び4で求めた修正量を元に初期 TLE 及び B を修正し、処理2から4をくり返す。なお、 i (≥ 2) 回目のくり返しでは、 $i-1$ 回目の処理で用いた $B(i-1)$ と、 i 回目の処理で用いた $B(i)$ から i 回目の修正量 $\Delta B(i)$ を計算する。なお、くり返しの終了条件は、経験的に ΔB が 0.001 以下になったときとする。
6. 最終的に改良された初期軌道要素と最適弾道係数 B を用いて、物体が落下するまで軌道伝播し、落下時刻及び位置を推定する。

このように、本アルゴリズムは、誤差伝播モデルを用いて初期軌道要素の誤差と大気抵抗摂動モデル誤差を推定し、各誤差を元にそれぞれの値を修正するといった作業をくり返すことによって、軌道伝播による進行方向の誤差 ($\Delta \phi$) を最も小さくする最適な初期軌道要素および弾道係数を推定するものである。

本アルゴリズムは、NASDA が開発したスペースデブリ軌道生成実験システム^{9,10)} (Space Debris Orbit Analysis Test System: DOANATS) 内に、デブリ再突入予測機能として実装された。DOANATS は、NASA 軌道情報グループから最新の TLE を取得し管理するデータベースを具備しており、落下予測では、このデータベース内の TLE を使用する。また DOANATS は、軌道伝播の際に第1表に示す摂動力を考慮する。

第1表 DOANATS の考慮する摂動力

摂動力	モデル
地球の非球状成分	GEM-10 B(36×36)
大気抵抗	Jacchia-Nicolet, Jacchia-Roberts, MSIS, U.S. Standard
月/太陽の引力	
潮汐効果	
太陽輻射圧	

4. 実験

4.1 実験方法 本手法の有効性を示すために、1999 年1月27日に大気圏に再突入した H-II ロケット 6 号機の 2 段ボディーを対象に落下予測実験を行った。H-II ロケット 6 号機は、1997 年11月28日に米国航空宇宙局 (NASA) の熱帯降雨観測衛星 (TRMM) と NASDA の技術試験衛星 7 型 (ETS-VII) を打ち上げたロケットで、その 2 段ボディーは ETS-VII の軌道と同じ高度 550 km、軌道傾斜角 35 度の円軌道に放置された。

落下予測は、落下 8 日前から落下直前まで断続的に 10 回行った。各時点における最新の TLE を初期 TLE とし、その次に新しい 10 個の TLE をデータ TLE とした。また、本実験では、物体が地上 90 km に達した地点を落下地点とした。これは、一般的にデブリが大気圏に突入するときは、高度 90 km から 70 km 付近で燃え尽きること、高度 90 km 以下では、大気抵抗が劇的に上昇し、物体の姿勢が複雑に変化したり破壊が生じたりする状況において正しい飛行経路を推定することが極めて困難なことによる。大気密度モデルは、Jacchia-Roberts モデルを用いた。本大気モデルは、大気密度を高度と外気圏温度の関数として表し、密度の変動要因として、太陽の輻射エネルギーの変化など 6 つの要因を考慮したものである^{11,12)}。

本実験の予測結果を評価するにあたり、NASA 軌道情報グループのホームページ (<http://oig1.gsfc.nasa.gov>) から正式な落下時刻/位置の情報を取得した。これによると、消失時刻 (Decay Time) という表現で、1月27日 19時44分 (UTC)、南緯 18.4 度、東経 8.9 度が正式な落下時刻/位置として記載されている。しかし、これが地上何 km の地点であるかは不明である。一般に、高度 90 km から地上までは、20 分から 30 分程度で落下すると言われている。以下の考察では、NASA 情報を地上 90 km の値として用いるが、仮にこれが地上 0 km の値であった場合、評価に 20 分程度の差が生じることを承知されたい。

また、本手法の有効性を示すために、従来 NASDA で行っていた 2 つの TLE を用いた手法により比較実験を行った。加えて、U. S. SpaceCom が行っている落下予測 (TIP) の結果を取得し比較した。

4.2 結果と考察 一般的に、落下までの時間が長ければ長いほど予測精度は悪くなる。そこで、以下の式で与えられる誤差率を定義し、結果を評価する。

$$\text{誤差率} = \frac{\text{予測誤差}}{\text{予測実施時刻から落下までの時間}}$$

第2表に本手法の落下予測結果、従来の手法の結果、

第2表 落下予測結果

	落下日時(UTC) 1/27 19:44			落下位置 南緯 18.4 度 東経 8.9 度					
	本手法			従来手法			TIP		
	TLE 元期 (UTC)	予測結果 (UTC)	誤差率	予測結果 (UTC)	誤差率	予測実施時刻 (UTC)	予測結果 (UTC)	誤差率	
8 日前	1/20 00:59	1/28 18:13	0.12	1/24 00:33	-0.49	—	—	—	
7 日前	1/21 00:52	1/28 13:35	0.11	1/25 17:23	-0.31	1/20 23:28	1/27 17:19	-0.01	
5 日前	1/22 12:39	1/28 13:57	0.14	1/29 06:31	0.27	1/22 13:37	1/26 13:22	-0.24	
4 日前	1/23 12:27	1/27 18:54	-0.01	1/27 23:22	0.04	—	—	—	
3 日前	1/24 18:09	1/27 10:35	-0.12	1/27 17:05	-0.04	1/24 19:34	1/27 19:29	-0.003	
2 日前	1/25 17:50	1/27 11:45	-0.16	1/28 07:05	0.23	1/25 19:17	1/27 19:44	0.0	
1 日前	1/26 14:29	1/27 17:32	-0.08	1/28 02:39	0.24	1/26 20:00	1/27 18:59	-0.03	
12 時間前	—	—	—	—	—	1/27 07:36	1/27 19:03	-0.06	
10 時間前	1/27 09:35	1/27 19:03	-0.07	1/27 19:33	-0.02	—	—	—	
6 時間前	1/27 12:31	1/27 19:27	-0.04	1/27 18:35	-0.16	1/27 12:49	1/27 18:55	-0.12	
2 時間前	1/27 16:53	1/27 19:26	-0.11	1/27 18:41	-0.37	1/27 16:52	1/27 18:14	-0.52

(a) 本手法

(b) 従来の手法

第1図 落下ウインド

TIPの結果をまとめる。ここで、誤差率は、実際の落下時刻より後の時刻を予測した場合に正、前の時刻を予測した場合に負とした。表中のTLE元期とは、各予測における初期TLEの元期である。なお、本手法と従来の手法では同じ初期TLEを用いたので、従来手法のTLE元期は省略した。第2表を見るとわかるように、従来の手法は、特に落下から遠い時刻（落下8日前から5日前）において予測誤差が非常に大きく、かつ、予測結果が24日の0時30分から29日の6時30分まで大きくばらついている。このばらつきは、誤差率を見ても顕著に現れている（最大誤差率0.49）。これは、局所的な軌道の変化のみから大気抵抗パラメータを推定していることによると考えられる。これに対し、本手法の予測結果は、最大誤差率0.16と誤

第2図 落下ウインドの地上軌跡

差が小さくなっているとともに、結果のばらつきも少ない。これは、多数のTLEを用いて大局的な軌道の変化を捕らえる本手法が有効に働いたことを意味する。

一般的に、落下予測を行う場合は、落下時刻を1ポイントで予測するのではなく、予測誤差を見込んだ落下ウインドとして予測する。NASAでは、従来より、推定した弾道係数 B を $\pm 20\%$ 変化させて落下ウインドを計算している。第1図に落下時刻に関する落下ウインドの移り変わりを示す。第1図(b)は従来の手法の結果であるが、8日前、7日前、5日前、2日前、1日前、12時間前、2時間前の予測において、実際の落下時刻が落下ウインドに入っていない。それに対して、本手法の結果は、全ての予測において、落下時刻が落下ウインド内に含まれている（第1図(a)）。

第2図に落下10時間前の予測における落下ウインドの地上軌跡図を示す。図中×印が予測落下位置でP点が実際に落下した位置である。10時間前の予測における時刻誤差は-0.7時間であるが、位置誤差は図に示すような大きな誤差になる。これは、再突入直前の物体が非常に高速なためである。しかし、落下時刻が落下ウインド内に含まれている以上、落下位置についても落下ウインド近傍に存在

第3表 $\Delta\phi$ の平均値及び標準偏差

	最高高度 (km)	最低高度 (km)	離心率	$\Delta\phi$ 平均 (deg)	標準偏差 (deg)
8日前	264	259	0.002	0.002	0.004
7日前	262	252	0.002	0.030	0.019
5日前	250	242	0.002	0.012	0.007
4日前	249	235	0.002	0.182	0.097
3日前	248	222	0.002	-0.148	0.088
2日前	237	207	0.002	-0.170	0.146
1日前	227	193	0.002	-0.212	0.140
10時間前	219	169	0.002	-0.492	0.583
6時間前	210	163	0.002	-0.925	0.724
2時間前	208	148	0.001	-0.504	0.386

すると考えることができる(事実、第2図におけるP点は落下ウインド近傍に存在する)。

次に、誤差伝播モデルの妥当性を見るために、第3表に、各予測において最後のくり返し処理で計算された $\Delta\phi_k$ (deg)の平均と標準偏差を示す。これらの値は、本モデルにより計算された最適な初期軌道要素と弾道係数を用いて軌道伝播した際に、どれだけ緯度引数の誤差を小さくできるか、すなわちモデルの妥当性を表している。第3表において、最高高度は、データTLEのうち最も高度の高い軌道の近地点高度、最低高度及び離心率は、修正後の初期軌道の近地点高度及び離心率である。第3表を見ると、高度260 kmから200 kmまで落下するのに7日間かかっているのに対し、200 kmから90 kmまでは1日で落下していることがわかる。特に落下10時間前から、予測に用いたデータTLEの高度差が50 km程度と大きくなり、それに伴い $\Delta\phi_k$ の平均値の絶対値及び標準偏差ともに大きくなっている。これは、大気抵抗の増加に伴い落下速度が増すにつれて、大気抵抗一定の仮定に基づく誤差伝播モデルが実際の挙動に合わなくなってきたことを示す。一方、離心率がほぼ一定で、円軌道を維持したまま高度が低下していることより、軌道の変形による複雑な大気抵抗の変化は生じなかったと考えられる。実験対象が1つしかないため、定量的なことまで言及するのは難しいが、今後さらに実験をくり返し解析を進めれば、高度や大気抵抗(もしくは大気密度)の変化に対してどの程度まで本モデルが妥当性を維持できるかなど、モデルの有効性をより詳しく評価することができる。

最後に、参考にTIPの結果を見る。第2表を見ると、非常に高い精度で予測を行っていることがわかる。本手法がTIPの予測精度と同等になるのは落下10時間前である。TIPの詳しい処理内容は一般に公開されていないが、観測データという、軌道解析において最も基本となる情報を保持していることは、落下予測の精度を向上させる上で非常に有利である。第2表の値は、TLEを用いた落下予測と観測に基づく予測の歴然たる差を示し、観測の重要性を示唆するものである。

5. おわりに

本稿では、複数のTLEを用いたデブリの落下予測手法について述べた。H-IIロケットの2段ボディを対象とし

た実験では、落下1週間前からある程度の精度で落下時刻を予測することができた。特に、誤差率が ± 0.1 程度と安定しており、予測の度に結果が大きく変化する従来手法に比べて、アルゴリズムが有効に働くことを示すことができた。また、今回の実験では、大気抵抗を $\pm 20\%$ 変化させて落下ウインドを計算し、全ての予測において、実際の落下時刻が予測落下ウインド内に入るという良好な結果を得た。 $\pm 20\%$ というのは経験に基づく値であるが、早い時期から狭い範囲の精度良いウインドを推定するには、今後実験を重ねて本アルゴリズムの性能を評価してゆく必要がある。

一方、 $\Delta\phi_k$ の平均値と標準偏差を見ることによって、低高度においてモデルの仮定が妥当性を維持しきれずに、モデルが実際の挙動から外れる可能性があることを示した。今後は実験を重ね、モデルが高度や大気抵抗等に対してどの程度まで妥当性を維持できるかなど定量的な評価を行ってゆく必要がある。現在、国際機関間スペースデブリ調整会議(IADC)¹⁾が、各宇宙機関参加による落下予測キャンペーンを年2回開催している。NASDAも本手法を用いて参加しており、他機関との落下予測精度の比較やデータの評価等を進めているところである。

その他の課題として、高度90 km以下の飛行経路の推定があげられる。本来デブリの落下予測は、地上まで到達する恐れのある物体を対象とすべきであり、その場合、90 km以下の飛行経路の推定は、解決しなくてはならない大きな問題である。これまで行われた周回軌道からの再突入実験(OREX等)や、2000年初めに予定されている高速再突入実験DASH等の落下プロファイルは、この問題に有益なデータを与えてくれる。また、NASDAは、平成10年度より日本航空宇宙学会と協力して、大気圏内における落下物体の融解及び分解について解析し、スペースデブリの落下安全性の検討を開始した¹³⁾。今後は、これらの分野の研究成果も取り入れて、低高度の落下プロファイルまで含めた総合的な落下予測の研究を展開する必要がある。

現在NASDAは、日本宇宙フォーラムや航空宇宙技術研究所と協力して、スペースデブリ地上観測システムの開発を進めている^{14),15)}。本システムは、スペースデブリ及び地球近傍小惑星を専門に観測する日本で初めてのシステムであり、今後のデブリ対策において重要なシステムになると期待されている。本研究で得られたデブリの軌道解析技術は、デブリ観測システムの開発に利用される。

参考文献

- 1) 高野 晃, 高野 忠, 戸田 勲: スペースデブリ問題に関する技術的課題と国際協力の現状, 信学技報, SANE 97-64, 1997, pp. 29-36.
- 2) National Research Council: Orbital Debris, National Academy Press, Washington, 1995, pp. 31-62.
- 3) Chamberlain, S. A. and Slauenwhite, T. A.: United States Space Command Space Surveillance Network Overview, Proc. First European Conference on Space Debris, 1993, pp. 37-42.

- 4) U. S. DOT OCST: Hazard Analysis of Commercial Space Transportation, Vol. 3, 1988.
- 5) Klinkrad, H.: Salyut-7/Kosmos-1686 Re-Entry Prediction Activities at ESOC, Proc. Internal Workshop on Salyut-7/Kosmos-1686 Reentry, 1991, pp. 17-34.
- 6) Anselmo, L., Pardini, C. and Rossi, A.: Reentry Predictions for Cosmos 398, FSW-15 and TSS-1 R, Proc. Second European Conference on Space Debris, 1997, pp. 559-564.
- 7) Kelso, T. S., Hoots, F. R. and Roehrich, R. L.: Models for Propagation of NORAD Element Sets, Project Space Track Report No. 3, Dep. of Commerce National Technical Information Service, 1980.
- 8) Takano, A. and Imagawa, K.: Space Debris Related Activity in NASDA, Proc. Second European Conference on Space Debris, 1997, pp. 31-34.
- 9) 田島 徹, 紺野博之, 内村孝志, 森 茂博: スペースデブリ軌道生成実験システムの概念検討, 第40回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1996, pp. 443-444.
- 10) Konno, H., Tajima, T. and Mori, S.: Conceptual Study of Space Debris Orbit Analysis Test System, Proc. Second European Conference on Space Debris, 1997, pp. 573-580.
- 11) Goddard Space Flight Center: Goddard Trajectory Determination System Mathematical Theory, Flight Dynamic Division GSFC, 1989.
- 12) Roberts, E. R., Jr.: An Analytic Model for Upper Atmosphere Densities Based upon Jacchia's 1970 Models, Celestial Mechanics, 4 (3/4), 1971, pp. 368-377.
- 13) 日本航空宇宙学会: スペースデブリ落下安全性評価基準の検討, 宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1999.
- 14) 辻野照久, 寺園淳也, 山田真保: 我が国初の宇宙デブリ観測施設の整備計画, 第42回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1998, pp. 367-372.
- 15) 中島 厚, 磯部俊夫, 山本浩通, 木村武雄: 光学望遠鏡による宇宙デブリ観測, 第42回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1998, pp. 373-378.