

スペースデブリのブレイクアップ発生時刻の特定方法の確立

木村勉*¹・田中真*²・遠山文雄*³

Establishment of Determination Method for Breakup Time

by

Ben KIMURA*¹, Makoto TANAKA*², Fumio TOHYAMA*³

(Received on September 30, 2004 & accepted on January 25, 2005)

Abstract

As human activities in space increase, the hazard of space debris impacts becomes an ever more serious concern. In particular, breakups of artificial objects increase space debris. Debris of more than 10 cm in diameter have been detected by ground-based radars and optical observations. The orbital data of these objects are cataloged by NASA. This paper describes the orbital analysis of space debris generated by breakups. We analyzed orbital data for the 4th stage engine of the Indian PSLV rocket, the Russian COSMOS 1813, and the Chinese CZ-4 rocket. As a result of this study, we developed a new determination method of the breakup time.

Keywords: Space Debris, Breakup, Breakup Time, Orbital Analysis

略字一覧

- LEO : Low Earth Orbit (地球低軌道)
GEO : Geostationary Earth Orbit (静止軌道)
ISS : International Space Station (国際宇宙ステーション)
U.S.SPACCOM : United States Space Command (アメリカ宇宙司令部)
SSN : Space Surveillance Network (宇宙監視網)
TLE : Two Line Elements (2行軌道要素)
NASA : National Aeronautics and Space Administration (アメリカ航空宇宙局)
RCS : Rader Cross Section (レーダ散乱断面積)
OIG : Orbital Information Group (軌道情報グループ)
NORAD : North American Aerospace Defense Command (北米防空指令)
SSR : Satellite Situation Report (人工衛星情報レポート)
UT : Universal Time (世界時刻)

1. 背景と目的

スペースデブリとは、地球を周回する人工物体の1つで宇宙開発にもなって生み出された宇宙ゴミの総称である。その一般的な定義は人工衛星とロケットの運用上の廃棄物、ミッション終了後の人工衛星とロケット、およびそれらの破片や塗料片など、宇宙に存在する不要な人工物質とされており、運用中および使用可能な衛星と自然物質であるメテオロイド(流星物質)は除くことになっている。

デブリは高度 2000[km]以下の LEO と高度 36000[km]の GEO に集中して存在しており、そのような高度にある物体の速度は低軌道では約 7[km/sec]、静止軌道では約 3[km/sec]である。このように地球を周回している物体の速度は超高速度であるため、塗料片のような質量の小さいデブリであってもその運動エネルギーは非常に大きく、衝突したときの破壊力も大きい。塗料片が人工衛星に衝突した場合には衛星の外壁にクレータが発生するが、ボルトなど質量の大きいデブリになると衛星本体が破壊されることがある。例えば、フランスの観測衛星セリウスは直径約 50[cm]のデブリが衝突し、衛星のブームがもぎ取られてしまった¹⁾。デブリの衝突は運用中の人工衛星だけでなく建設の進んでいる ISS にも大きく影響を与えることは確実で人命に危険であるとされている。デブリは U.S.SPACCOM の SSN により常に監視され、その軌道データは TLE として公開されている²⁾。その数は徐々に増加の傾向にあり、直径 10[cm]以上のデブリの総数は 2002 年 11 月末日時点で 8997 個である³⁾。一方、2001 年の末頃にデブリ環境が大きく変わる可能性を示す計測結果が発表された⁴⁾。ロシアの COSMOS2367 衛星は、ISS の円軌道上の 30[km]高い軌道上で 2001 年 11 月にブレイクアップを起こし、約 200 個のデブリが SSN により計測された。このブレイクアップによって生み出されたデブリの一部は ISS の軌道と交差する軌道上にあり、デブリ衝突確率が急激に高まった。デブリがこのような増加してきた最大の原因はブレイクアップと考えられている。ブレイクアップとは、人工衛星やロケットが軌道上で爆発を起こす現象のことであり、1回のブレイクアップにより発生する破片の数は約 200 個である。2002 年までにブレイクアップの発生した回数は 175 回にのぼる⁵⁾。このため、デブリの総数が増えることとなった。

ブレイクアップによる影響の恐ろしさとはデブリの数が単に

* 1 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程前期
* 2 総合情報センター専任講師
* 3 工学部航空宇宙学科教授

増加することだけではなく、発生した後のデブリの動向にもある。衛星やロケットがブレイクアップを起こすと、生じたデブリはしばらくの間塊となり、ブレイクアップを起こした物体の軌道を回り続ける。このときの塊はデブリ雲と呼ばれる。デブリ雲は大きささまざまな大きさのデブリによって構成されており、個々の速度ベクトルや影響する大気抵抗力等の振動力は微小に異なっている。そのために各デブリの軌道は徐々に変化し、LEO の場合ではブレイクアップから1日後には元の軌道の全範囲にデブリが行き渡るようになる。さらに3~4ヵ月後には地球全体に拡散していくのである。

これまでのブレイクアップの研究は、地上での爆破実験やシミュレーションを通して行われ、ブレイクアップを起こしてから時間経過したデブリの軌道や分布を研究するものが主であった。例えば、1990年頃にNASAのKesslerやドイツのRexら2人は破片が他の物体のブレイクアップを促し、それによってまた多くの破片を作り出すというデブリの自己増殖の可能性を見出し、破片の発生過程を詳しく知るためにブレイクアップモデルを作成した。これはデブリ分布や、衝突確率の推定を出発点として、破片のサイズ、速度、弾道係数等の分布をもモデル化していく。破片の大きさの分布についてはBessが指数則で表現し、その後NASAが改良を加えた^{6,7)}。速度分布についてもアメリカの地上と軌道上の実験、または事故のデータを基に経験式が与えられている⁸⁾。また、インドではASSEMBLEモデルと呼ばれるLEOを対象にしたブレイクアップのシミュレーションを行うソフトを使用し、アメリカのSTEP II等のブレイクアップを解析した⁹⁾。これにより発生したデブリが数日後や数年後にどのように拡散していくかを解析することが可能となる。

本研究では過去にさかのぼり、ブレイクアップが発生した瞬間はどのような状況になっていたのかを解析し、それを元に新しいブレイクアップモデルを提案することを目標とする。2002年までに発生した175回のブレイクアップを対象に発生したときの状況を解析し、発生原因別にその傾向をモデル化しようというものである。そのモデルにより、今まで原因の不明であったブレイクアップも原因が特定できるだけでなく、ブレイクアップの本質を問うことができる。

ブレイクアップの発生状況を知るためには発生時刻を求める必要がある。ブレイクアップの発生時刻を求めることはすでにNASAで行われているが、その特定方法は学会や論文等で明らかになっていない上に、発生時刻が不明な爆発も多く存在しているのが現状である。そこで本研究では、ブレイクアップによるデブリの軌道をTLEを使用して解析し、時間をさかのぼって発生時刻を特定する独自の解析方法を確立することを試みた。

まず、地球低軌道でブレイクアップを起こしたインドのPSLVロケットのTLEを用い時刻の特定方法を確立する。その後、その解析手法を中国のCZ-4ロケット、ロシアのCOSMOS 1813衛星のブレイクアップにも適用させ、改良を加えることで正確な解析を試みた。

2. 解析方法の確立

デブリのTLEやRCSは、宇宙物体の追跡を行っているU.S.SPACECOMのレーダ、光学望遠鏡とそれらを結ぶネットワークからなるSSNにより認識され、1個ずつ国際標識がつけられている。これらはNASAのOIGのホームページより取得する

ことが可能である²⁾。ここには最新のTLEの他に過去のTLEもすべて保管してあり、物体がどのような軌道をたどってきたのかを知ることができる。TLEを用いて軌道解析を行うには軌道計算のプログラムが必要である。本研究ではFORTRANで開発されたNORADのSGP4/SDP4を使用した¹⁰⁾。SGP4は比較的地球に近い衛星に適用される。大気モデルに重力モデルとパワー密度関数を使用することにより作られる^{11, 12, 13, 14)}。SDP4は深宇宙にある衛星に使用されるものでSGP4を拡張したものである。月と太陽の重力効果を考慮にモデル化されている¹⁵⁾。これらの入力にはTLEのデータ、出力は任意の時刻におけるデブリの慣性空間座標系での位置、速度、そして地理的な緯度と経度、高度である。計算結果の妥当性を確かめるために、フリーソフトの軌道計算プログラムも併用した^{16, 17, 18, 19)}。

SSNにより監視されている人工衛星やデブリは、1日に2, 3回ほどTLEが更新され、このデータにより宇宙物体の位置や速度が求められる。しかし、物体がブレイクアップを起こした直後、SSNのレーダ網はその物体を見失い認識が困難になりしばらくの間TLEは更新されなくなる。PSLVの場合ではFig.1に示すように2001年12月19日10時41分37秒のTLEを最後に更新が途絶え、発生したデブリが観測され、新たにTLEが更新され始めたのが9日後~1ヶ月後のことであった。更新が途絶える直前の2001年12月19日10時41分37秒のTLEを『ブレイクアップ直前のTLE』と呼び、9日後~1ヶ月後に新たに更新され始めたTLEを『ブレイクアップ直後のTLE』と呼ぶ。

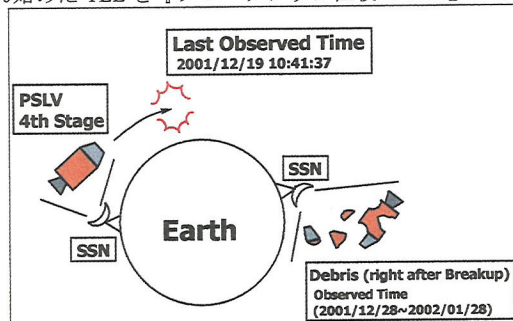


Fig.1 Method for Decision of Breakup Time No.1

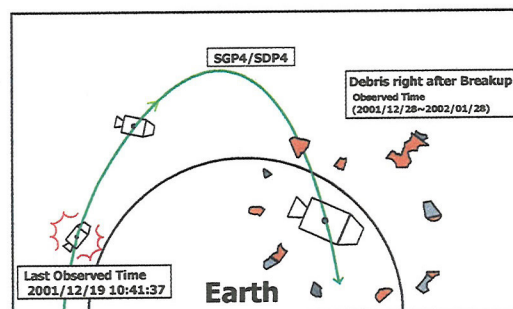


Fig.2 Method for Decision of Breakup Time No.2

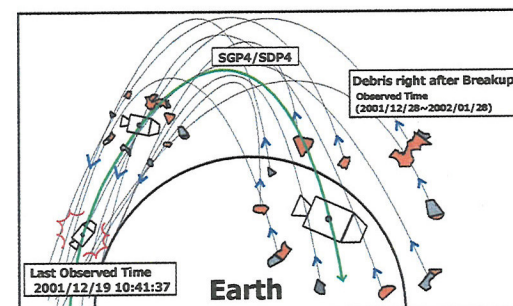


Fig.3 Method for Decision of Breakup Time No.3

PSLV はブレイクアップにより 299 個のデブリを発生させた。これらの『ブレイクアップ直前の TLE』, 『ブレイクアップ直後の TLE』を OIG より取り寄せ, SGP4/SDP4 のプログラムに入力して使用する。Fig.2 に示すように『ブレイクアップ直前の TLE』を使用し, ブレイクアップ後に新たに TLE が更新され始めた時刻まで軌道計算を行う。この計算はブレイクアップが起きなかった場合の PSLV の軌道をたどることになる。次に, Fig.3 のように『ブレイクアップ直後の TLE』を用いて PSLV が最後に更新された時刻まで時間をさかのぼって軌道計算を行う。これは実際に生じたデブリの軌道をたどることになる。

一般に, SGP4/SDP4 のプログラムにおいて TLE を使用する場合, TLE の元期 (人工衛星・デブリが SSN により観測され, TLE が発行されたときの時刻) から約 1 週間前後の精度は保証されるが, それ以上の長期の解析は精度が保証されていない。そのため, 『ブレイクアップ直後の TLE』を用いて強制的に時間を戻す軌道解析では十分な精度が得られない。そこで, 補助的意味から『ブレイクアップ直前の TLE』を用いた解析を行った。Fig.4 に示すように, ある任意の時刻におけるブレイクアップを起こさなかったときの PSLV の理想位置と, 現実にブレイクアップにより発生したデブリ位置との相対距離を DIS[km]と定義する。この DIS によって『ブレイクアップ直前の TLE』を用いた軌道解析精度と『ブレイクアップ直後の TLE』を用いた軌道解析精度が相反することになり, お互いの精度を補うことができる。最後に, この DIS の平均値を評価関数 AVE と定義し, AVE が「0」となったとき, 即ち本来通っていたはずの軌道に生じたデブリが一点に集まったときの時刻がブレイクアップ発生時刻である。しかし, TLE 自体の精度, SGP4/SDP4 の精度の都合上から AVE が完全に「0」となるとは考えられない。そこで, AVE が最小値を迎えたときの時刻をブレイクアップ発生時刻とする。

TLE のデータの中には明らかにおかしいデータも含まれていることが, これまでの経験で分かっている。そこで, 1 回軌道計算をしてみると, 高度が負になるものや 1 万[km]を超える TLE がある。これらの値は現実には考えられないため, これらの TLE を使用しない。この作業を「TLE の選別・第 1 段階」とした。本研究では特異な値を示した 16 個の TLE を削除した。次に, 使える TLE のデータのなかでも, 軌道変動に大きく関わる B*Drag の値によっては, 計算上大きな誤差を生じてしまう可能性があり, 軌道計算の誤差をできるかぎり最小限に抑えることを目指して, さらに「TLE の選別・第 2 段階」を行った。そのステップは以下のようなものである。

地球低軌道の軌道計算を行う際に気をつけなければならないのは大気抵抗によるデブリの軌道変化率である。軌道変化は TLE のパラメータの中でも係数 B*Drag に大きく関わる。B*Drag は面積 A を質量 M で割った値に比例し, 抵抗係数 Cd, 大気密度 ρ_0 を用いて以下のように表すことができる²⁰⁾。

$$B * Drag = \frac{Cd \rho_0 A}{2 M} \quad (1)$$

もしも係数 B*Drag が大きい時にはデブリの軌道は TLE の元期から始まる積分時間の増加とともに大きく変化してしまい, ブレイクアップ発生の時刻を決定することが困難になると考えた。そこで, B*Drag が面積 A を質量 M で割った値に比例することを利用し, 「TLE の選別・第 2 段階」ではとくに面積 A の値の取り扱いに注意した。軌道計算に大きく関わる人工物体の

面積には 2 種類あり, RCS と実面積 A である。NASA の SSR には RCS が記載されているが, 実面積 A は求められていない。軌道計算には実面積 A を用いるので, RCS と実面積 A の関係をはっきりさせた上で, 軌道計算を進める必要があると考えた。RCS の値は, レーダの波長と探知したい物体の大きさによって大きく変化することが, レーダの基礎理論より明らかになっている²¹⁾。ここで, RCS が求められる仕組みは, レーダ計測により物体の反射電波強度から完全導体球の断面積が算出される。レーダ電波が当たる方向によって RCS の値が大小に変化することがわかっており, これは RCS が必ずしもデブリの実断面積 A と一致するとは限らないことを意味する。その特徴の一つとして, 地上レーダの波長よりも小さいデブリ (数 cm 大) は, 実際の面積 A の値と RCS の値に大きな誤差を生じることがある。例えば, デブリの形状が針金のような棒状の質量の小さいものでも, 針金の全長を直径とする球の断面積として RCS が算出されるため, A/M の値はあたかも大きくなったかのように見積もられる可能性がある。もう一つの特徴は, 地上レーダの波長よりも大きなデブリ (数 m 大) である。大きなデブリは実際の面積 A の値と RCS の値がほぼ等しくなることがレーダの基礎理論より明らかになっている。この特徴を用い, RCS の小さい TLE を排除するために統計学のスタージェスの公式を用いてヒストグラムを作成し, RCS から導いたデブリの直径の値を基準に, TLE を選別することとした。Fig.5 は PSLV のデブリ直径のヒストグラムである。PSLV の階級幅は 0.38[m]であった。図より直径 0.38[m]以下のデブリが 226 個あり, 明らかに多く存在していることがわかる。そこでこの直径以下のデブリを排除する。以上が, 「TLE の選別・第 2 段階」の詳細である。「TLE の選別・第 1, 2 段階」により PSLV から発生したデブリ 299 個のうち 57 個のデブリに絞込み, その TLE データのみを使って軌道解析し, AVE を求めた。

Fig.6 は 2001 年 12 月 12 日 0 時 0 分 0 秒[UT]から 2002 年 1 月 5 日までの AVE の解析結果である。解析は 30 秒間隔で行った。ここではブレイクアップしたと考えられる時刻を中心に前 7 日間, 後 17 日間の合計 24 日間(2073600 秒)の解析期間を設けている。それに対し解析間隔は 30 秒であり, 解析期間の 0.0014%に相当するのでこの解析間隔は十分時間分解能があると考えられる。Table 1 は NASA が発表しているブレイクアップの発生時刻と, 本研究で求めた時刻の比較である。Fig.6 より, AVE は最後の TLE の更新日時である 2001 年 12 月 19 日 10 時 41 分 37 秒に近い時刻で最小値を迎えた。また, Table 1 より NASA との時刻差は 30 秒ほどであった。これよりブレイクアップの発生時刻を特定する解析方法, および評価関数を AVE と定義することが妥当だとわかった。

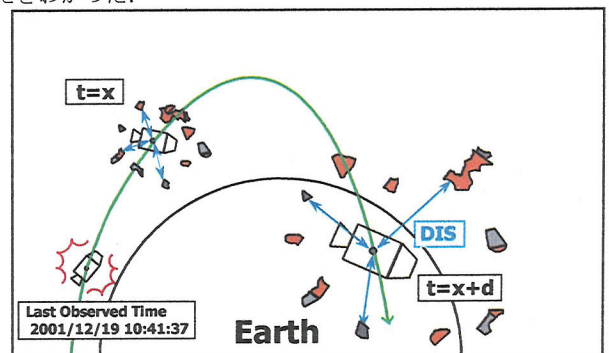


Fig.4 Method for Decision of Breakup Time No.4

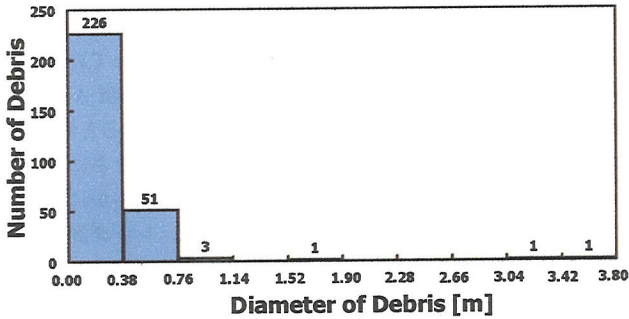


Fig.5 Histogram of diameter on PSLV debris

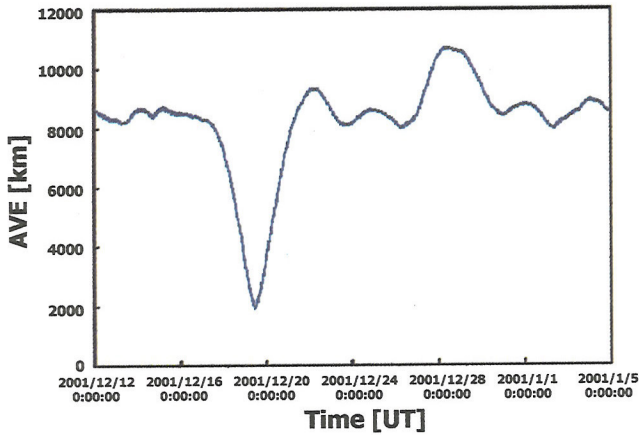


Fig. 6 AVE on debris (PSLV)

Table 1 Comparison with Breakup Time in PSLV

NASA	2001/12/19 11:40:00
Present Result	2001/12/19 11:39:30

3. 解析方法の適用結果

ロシアの COSMOS 1813 衛星, 中国の CZ-4 ロケットのデブリ軌道データを Table 2 に記載する。

「TLE の選別・第 1 段階」をそれぞれ適用し, COSMOS 1813 は 5 個のデブリを削除した。CZ-4 は該当するものがなかった。次に「TLE の選別・第 2 段階」を適用させると, 各ヒストグラムは Fig.7,8 のようになった。COSMOS 1813 では直径 0.48[m] 以下のデブリ 104 個を削除し, CZ-4 では直径 0.38[m] 以下のデブリ 55 個を削除した。従って, 解析に使用したデブリ軌道データ数は COSMOS 1813 が 183 個の生じたデブリのうち 75 個, CZ-4 が 88 個の生じたデブリのうち 33 個であった。これまでの解析では, ブレイクアップを起こした物体のヒストリカルデータを調べ, 1 日に 2 回ほど更新されるはずの TLE が長期間の間空白になった日時を探し出し, その期間にブレイクアップが発生したと判断して, 『ブレイクアップ直前の TLE』を決定する手順をとっていた。しかし, CZ-4 のブレイクアップの場合, そのような空白の期間は確認できなかった。そこで, History of On-Orbit Satellite Fragmentations 12th Edition に, 各ブレイクアップに関して『ブレイクアップ直前の TLE』と同様の意味を示す『Pre-Event Element』が記載されているため, CZ-4 の軌道解析ではそのデータを『ブレイクアップ直前の TLE』として解析を行った⁹⁾。

COSMOS 1813 は, 1987 年 1 月 28 日が『ブレイクアップ直前

の TLE』の日付である為, 軌道解析を行う期間は, 1987 年 1 月 22 日 0 時 0 分 0 秒[UT]から 1987 年 2 月 15 日までとした。同様に, CZ-4 では 1990 年 10 月 3 日が『ブレイクアップ直前の TLE』の日付のため, 軌道解析を行う期間は, 1990 年 9 月 27 日 0 時 0 分 0 秒[UT]から 1990 年 10 月 21 日までとした。各 AVE の値の解析結果を Fig.9,10 に示す。Table 3 に PSLV, COSMOS 1813, CZ-4 の解析(AVE)より得られたブレイクアップ時刻と, NASA より発表されている時刻の比較を記載する。どのケースも NASA の時刻と 30 秒以内の一致を示した。

Table 2 Orbital data of COSMOS 1813 & CZ-4

	COSMOS 1813	CZ-4
Last Observed Time (Epoch of TLE immediately before BU)	1987/1/28 21:50:41	1990/10/3 15:30:59
Update Restart Days (Epoch of TLE right after BU)	1987/1/28 ~1988/01/28	1990/10/7 ~1990/10/16
Debris Number	183	88

Table 3 Comparison of Breakup Time

	PSLV	COSMOS1813	CZ-4
NASA	2001/12/19 11:40:00	1987/1/29 5:55:00	1990/10/4 20:14:00
Present Result	2001/12/19 11:39:30	1987/1/29 5:55:00	1990/10/4 20:14:30

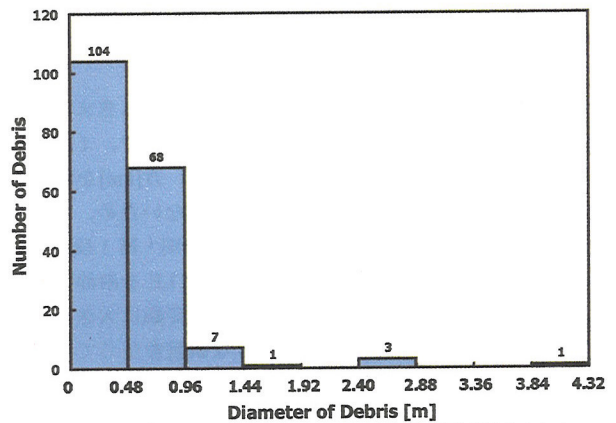


Fig.7 Histogram of diameter on COSMOS 1813 debris

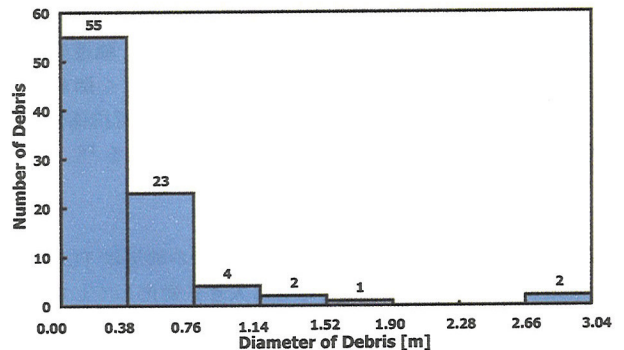


Fig.8 Histogram of diameter on CZ-4 debris

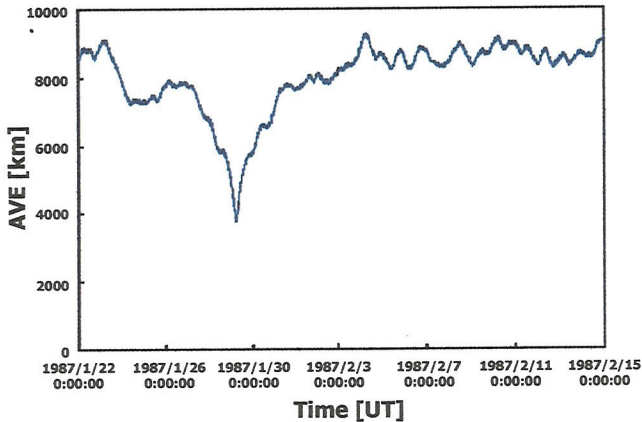


Fig.9 AVE on debris (COSMOS 1813)

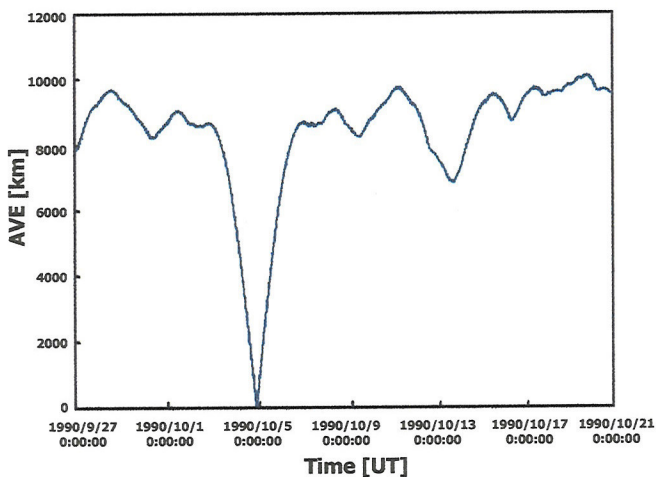


Fig.10 AVE on debris (CZ-4)

5. まとめ

本研究によって確立したブレイクアップの発生時刻特定方法を記す。

①ヒストリカルデータの入手。

OIG からブレイクアップを起こした物体と、それにより生じたデブリの TLE のヒストリカルデータを入手する。

②『ブレイクアップ直前の TLE』と『ブレイクアップ直後の TLE』の決定。

取得したヒストリカルデータより、『ブレイクアップ直前の TLE』と『ブレイクアップ直後の TLE』を選ぶ。『ブレイクアップ直前の TLE』を決める際、ヒストリカルデータの中に、元期の離れている TLE を見つける。無い場合は History of On-Orbit Satellite Fragmentations 12th Edition を使用する⁹⁾。

③「TLE の選別」の適用。

「第 1 段階」：各デブリの高度を軌道解析し、その結果、高度の値が負になるものや、極端に特異な値を示す TLE データは除外する。

「第 2 段階」：RCS のヒストグラムを作成し、RCS の小さいデブリを除外する。

④AVE の導出と時刻決定。

評価関数 AVE を求め、最小値となる時刻がブレイクアップの発生時刻である。

今後の課題として、CZ-4 での軌道解析のようにヒストリカルデータよりブレイクアップの直前と直後の区別が判断できないような場合は、自ら決定できるような解析方法を考える必要がある。また、ヒストグラムによる TLE の選別方法 2 にも問題が残っている。デブリのサイズが小さいほど $B \cdot \text{Drag}$ は大きくなるが、実際にはサイズが大きくても $B \cdot \text{Drag}$ の値が比較的大きいものが若干含まれることがあった。解析精度を低下させる TLE を削除する明確な基準を決める必要もある。

参考文献

- 1) 八坂哲雄: 宇宙のゴミ問題—スペースデブリ—, 裳華房, 1997
- 2) NASA Orbital Information Group
<http://oig1.gsfc.nasa.gov/>.
- 3) Satellite Situation Report, NASA/Goddard Space Flight Center, Vol.43, No.11, November 30, 2002
- 4) The Orbital Debris Quality News, Volume7, Issue 1, January 2002.
- 5) Nicholas Johnson: History of On-Orbit Satellite Fragmentations 12th Edition, July 2001
- 6) Bess, T.D.: Mass Distribution of Orbiting Man-Made Space Debris, NASA TN D-8108, 1975.
- 7) Kessler, D.J. and Cour-Palais, B.G.: Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of Debris Belt, J. Geophys. Res., 83, A6 (1978), pp. 2637-2646.
- 8) Reynolds, R.: Review of Current Activities to Model and Measure the Orbital Debris Environment in Low Earth Orbit, COSPAR X X VII, Paper III.2.5, Helsinki, 1988.
- 9) A.K. Anilkumar, M.R. Ananthasayanam, and P.V. Subba Rao: Simulation of Some Historical On-Orbit Breakups Using ASSEMBLE Model, Bangalore 560 012, April 2002.
- 10) Tracking soft (source) : SGP4/SDP4
<http://celestrak.com/NORAD/documentation/spacetrk.pdf/>.
- 11) Lane, M.H. and Hoots, F.R., "General Perturbations Theories Derived from the 1965 Lane Drag Theory", Project Space Track Report No. 2, December 1979, Aerospace Defense Command, Peterson AFB, CO.
- 12) Lane, M.H. and Cranford, K.H., "An Improved Analytical Drag Theory for the Artificial Satellite Problem", AIAA Paper No. 69-925, August 1969.
- 13) Brouwer, D., "Solution of the Problem of Artificial Satellite Theory without Drag", Astronomical Journal 64, 378—397, November 1959.
- 14) Lane, M.H., Fitzpatrick, P.M., and Murphy, J.J., "On the Representation of Air Density in Satellite Deceleration Equations by Power Functions with Integral Exponents", Project Space Track Technical Report No. APGC-TDR-62-15, March 1962, Air Force Systems Command, Eglin AFB, FL.
- 15) Hujsak, R.S., "A Restricted Four Body Solution for Resonating Satellites with an Oblate Earth", AIAA Paper No. 79-136, June 1979.

- 16) Tracking soft : GPS V23
<http://www.movingsatellites.com/>.
- 17) Tracking soft : Homeplanet
<http://www.fourmilab.ch/homeplanet/homeplanet.html/>.
- 18) Tracking soft : WinOrbit
<http://www.sat-net.com/winorbit/>.
- 19) Tracking soft : orbit 1.0a
<http://www.sebastian-stabroth.de/>.
- 20) 中嶋理奈, 花田俊也, 八坂哲雄 : 「太陽光によるデブリ軌道の変動」, 日本航空宇宙学会西部支部講演会, (1998), pp.110-114.
- 21) RAYMOND S. BERKOWITZ, MODERN RADAR(ANALYSIS, EVALUATION, AND SYSTEM DESIGN), John Wiley & Sons, 1965.