

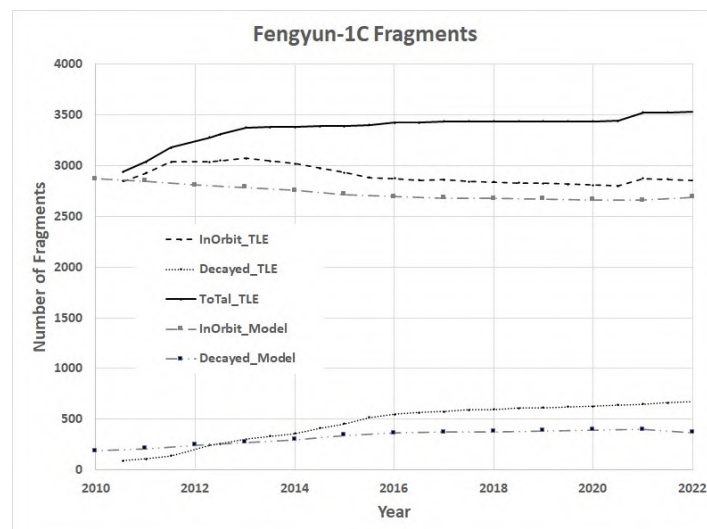
C03

軌道上デブリ推移モデルを用いた軌道上破砕片の推移解析 Analysis of Orbital Debris Environment Using Debris Evolutionary Model

○長岡 信明、河本 聡美、原田 隆佑、北川 康弘 (JAXA 研開部門)、花田 俊也 (九州大学)
○NAGAOKA Nobuaki, KAWAMOTO Satomi, HARADA Ryusuke,
KITAGAWA Yasuhiro (JAXA Research and Development Directorate), HANADA Toshiya (Kyushu Univ.)

JAXA 研開部門では九州大学と共同開発してきた軌道上デブリ推移モデル (NEODEEM) を用いて軌道上環境変化の長期予測を行っている。この推移モデルには軌道上での衝突や爆破によって生じる破砕片の生成機能があり、この機能により軌道上環境における破砕片の影響の評価を行うことが出来る。また、この機能を用いる事で軌道上で生じた衝突や爆発事象のモデルによる推定を行う事も出来、昨今問題となっている ASAT なども模擬的に現象を生じさせることが出来る。この報告では、推移モデルの応用の例として、これらの破砕片生成に基づく種々の解析例を紹介する。

JAXA has been evaluating the future space debris environment using debris evolutionary model named NEODEEM, developed in collaboration with Kyushu University. This evolutionary model is able to generate orbital debris generated by on-orbit collisions and explosions, and also to estimate and evaluate the impact of debris to the long time orbital environment. In addition, by using this model, ASAT event also may simulate and evaluate, which has become a problem in recent years, can also be simulated. In this presentation, various analysis examples based on this evolutionary model are introduced.





第10回スペースデブリワークショップ

CO3_軌道上デブリ推移モデルを用いた軌道上破砕片の推移解析

Analysis of Orbital Debris Environment Using Debris Evolutionary Model

長岡 信明、河本 聡美、原田隆佑、北川 康弘 (JAXA)

花田 俊也 (九州大学)

NAGAOKA Nobuaki, KAWAMOTO Satomi, HARADA Ryusuke,
KITAGAWA Yasuhiro (JAXA) HANADA Toshiya (Kyushu Univ.)

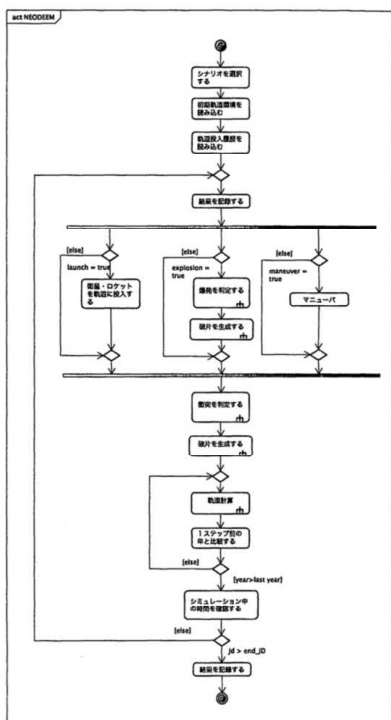


Preface

1. JAXA研開部門では軌道上環境の変化や長期的な推移の予想を軌道上デブリ推移モデル (NEODEEM) を用いて検討を行っている。この推移モデルには軌道上での衝突や爆破によって生じる破砕片の生成機能があり、この機能により軌道上環境における破砕片の影響の評価を行うことが出来る。
 2. この機能を用いる事で軌道上で生じた衝突や爆発事象のモデルによる推定を行う事も出来、昨今問題となっている ASAT なども模擬的に現象を生じさせることで状況の推定が出来る。この報告では、推移モデルの応用の例として、これらの破砕片生成に基づく種々の解析例を紹介する。
1. JAXA Research and Development Division is studying the orbital environment evolution and predictions of long-term trends using the orbital debris environment evolutionary model (NEODEEM). This evolutionary model has the function of generating simulated debris generated by in-orbit collisions and explosions, and this function can be used to evaluate the impact of orbital debris environment.
 2. By using this function, it is also possible to estimate ASAT events by simulating a phenomenon. In this report, as an example of application of the environment evolutionary model, various analysis examples based on the generation of these fragments are presented.



NEODEEM* (Near-Earth Orbital Debris Environment Evolutionary Model)

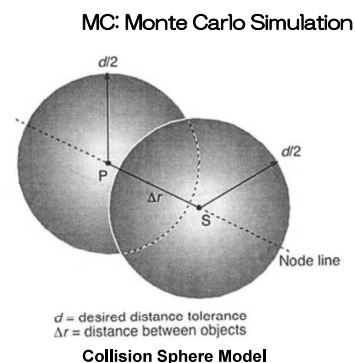


Initial Input :
Set the scenario
Initial population

Population Transfer: (Selectable)
Traffic Model: New Launch (8-year cycle)
Explosion: Anz-Meador Model(MC)
Maneuver: PMD(MC)、ADR(MC)

Collision: Anz-Meador Model(MC)
Collision avoidance

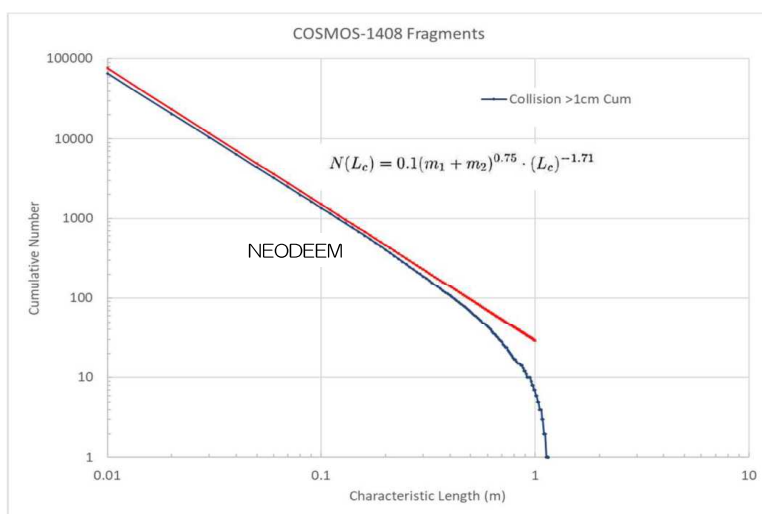
Propagation:
Earth Gravity (Zonal, Tesseral:4th)
Air Drag (Jacchia-Roberts)
Solar・Lunar attraction
Solar Pressure



* Developed by JAXA and Kyushu University

Generation of Fragments

1. 破砕片数（観測値）から衝突物体の質量を想定し、衝突モデルで破砕片を生成。
2. 大きな破砕片では有限サイズの影響で少なくなっている。

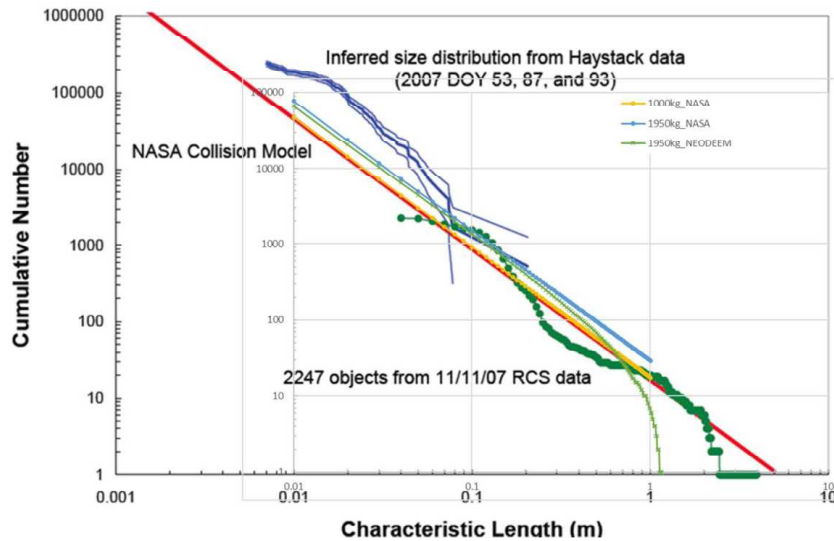


注/Notice:
モデルにおける10cm以下の破砕片の生成数は検証されていない。
The number of fragments less than 10 cm in the model has not been validated.

Assuming the mass of the colliding object from the number of fragments (observed data).
Fragments are generated by the collision model.
Due to finite size effect large size fragments are fewer than NASA model.

Generation of Fragments ~ Fengyun-1C Case

1. Fengyun-1Cの観測値との比較
2. 破碎片数から、衝突のトータル質量を1950kg想定



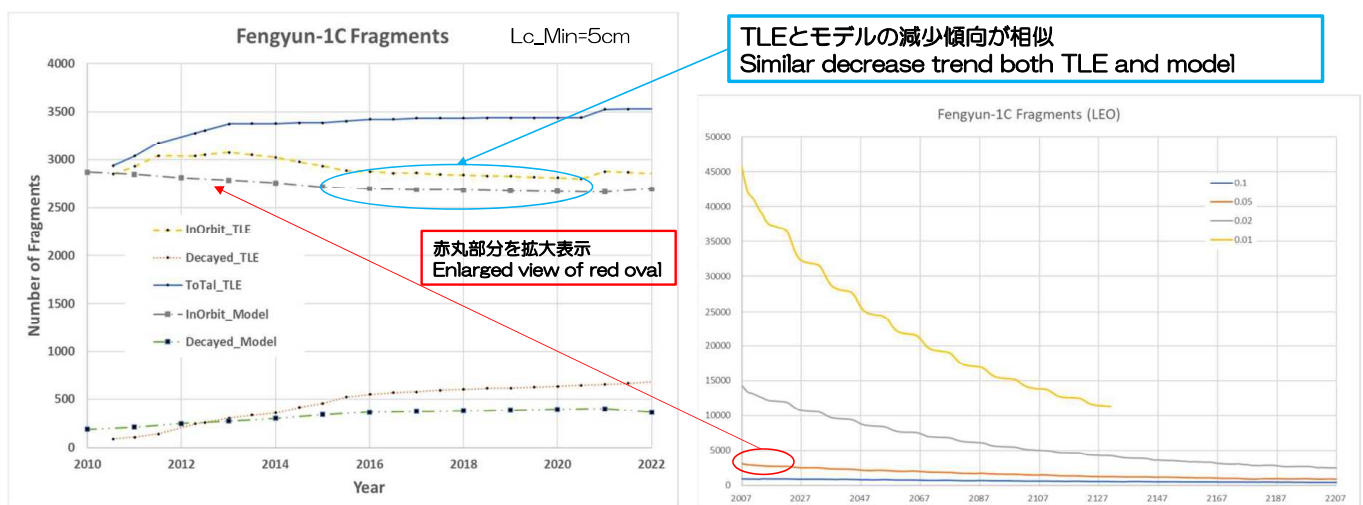
Comparison with Fengyun-1C observation data.

From the observation number of fragments, the total mass of the collision is assumed to be 1950kg.

4

Comparison between observation and model data

1. Fengyun-1C DEBのTLE推移とNEODEEMでの生成破碎片との比較
2. 観測値が安定している領域での破碎片数変化には相関がみられる。



Comparison of TLE data of Fengyun-1C DEB and fragments generated by NEODEEM.

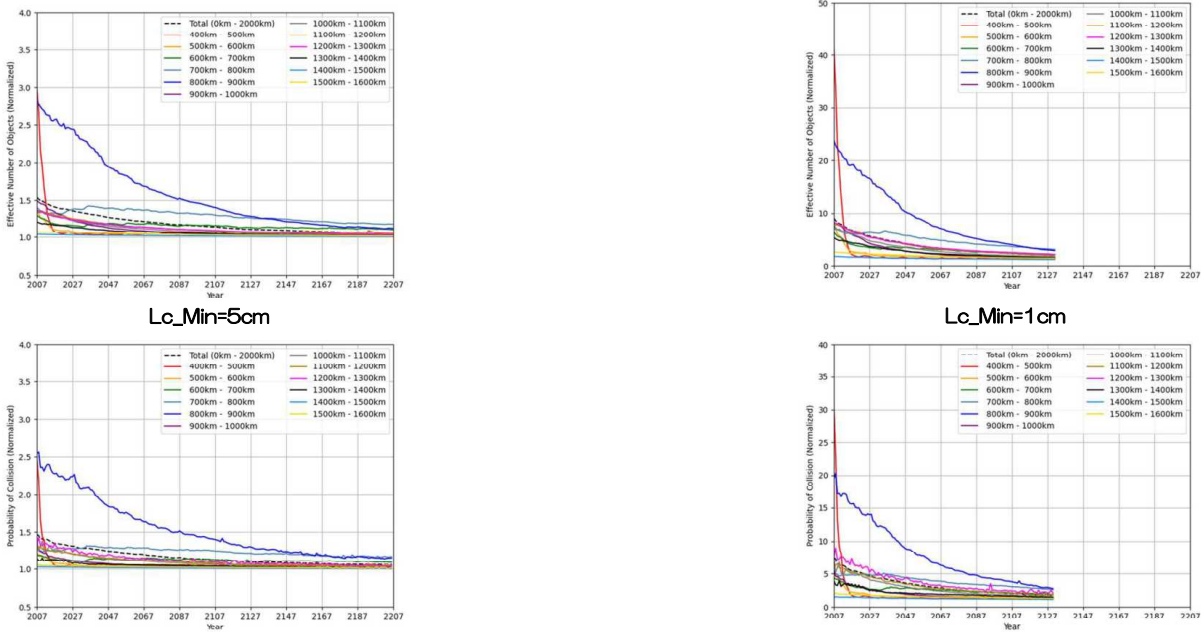
There is a correlation between changes in the number of both observed and generated fragments.

5



Estimated Number of Fengyun-1C fragments

1. 破碎片サイズによる軌道上破碎片数の推移と積算衝突率



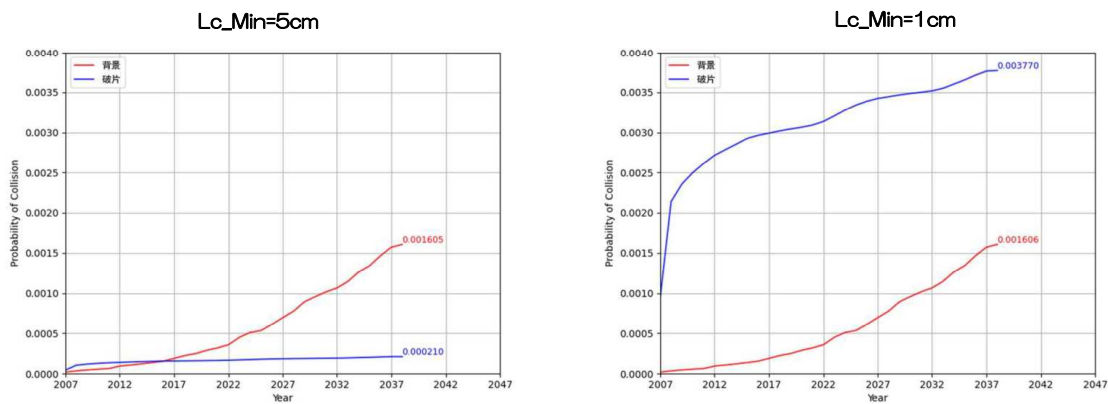
The number of on-orbit fragments and cumulative collision rate by fragment size

6



Probability of Collision to ISS (Fengyun-1C)

- 破碎片サイズによる積算衝突確率の差異
- 赤線はFengyun-1Cの破碎片以外による衝突率

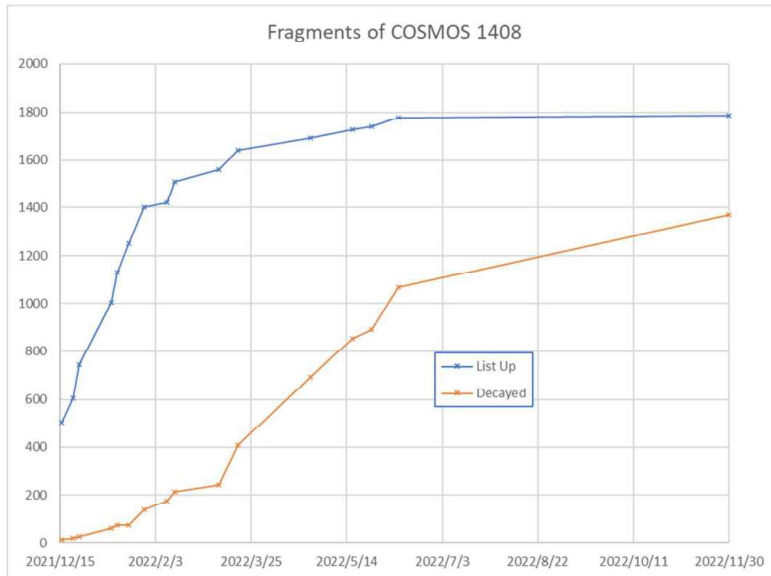


Difference in cumulative collision probability due to fragment size.
The red line is the collision rate due to fragments other than Fengyun-1C fragments.

7

Fragments of COSMOS-1408 (Current Status)

1. Destroyed on 2021/11/15
2. Observed Fragments with TLE



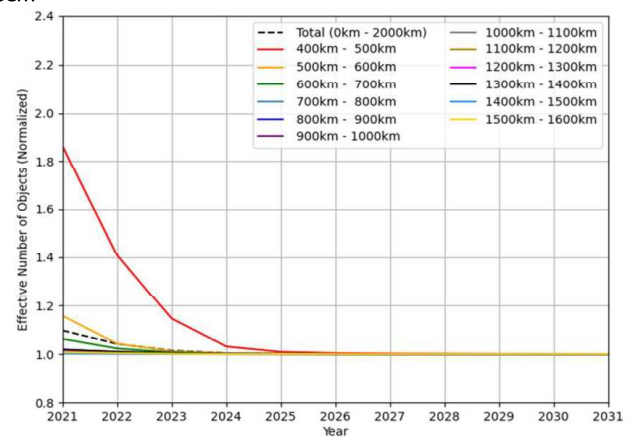
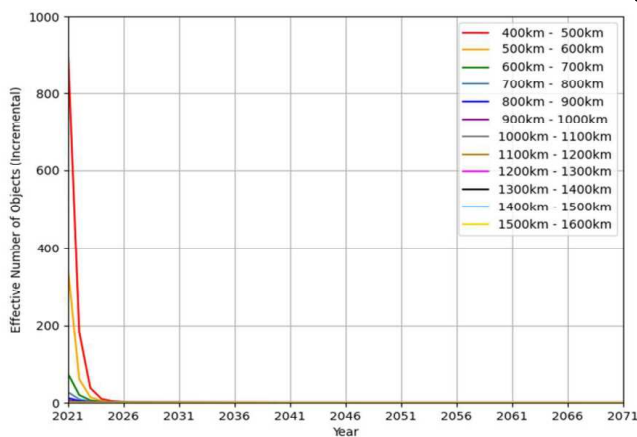
DATE	List Up	Decayed	Decayed Rate
2021/12/16	503	12	2.39
2021/12/22	606	20	3.30
2021/12/25	744	25	3.36
2022/1/11	1002	62	6.19
2022/1/14	1130	73	6.46
2022/1/20	1250	74	5.92
2022/1/28	1400	137	9.79
2022/2/9	1419	176	12.40
2022/2/13	1510	213	14.11
2022/3/8	1560	242	15.51
2022/3/18	1641	407	24.80
2022/4/25	1690	694	41.07
2022/5/17	1727	854	49.45
2022/5/27	1739	892	51.29
2022/6/10	1777	1067	60.05
2022/11/30	1787	1368	76.55

8

Estimated Number of COSMOS-1408 Fragments

1. 衝突高度の400-500kmの物体数は衝突直後約900個増加するが、数年のうちに大部分は落下し以前の状態に戻ると予想される。

Lc_Min=10cm



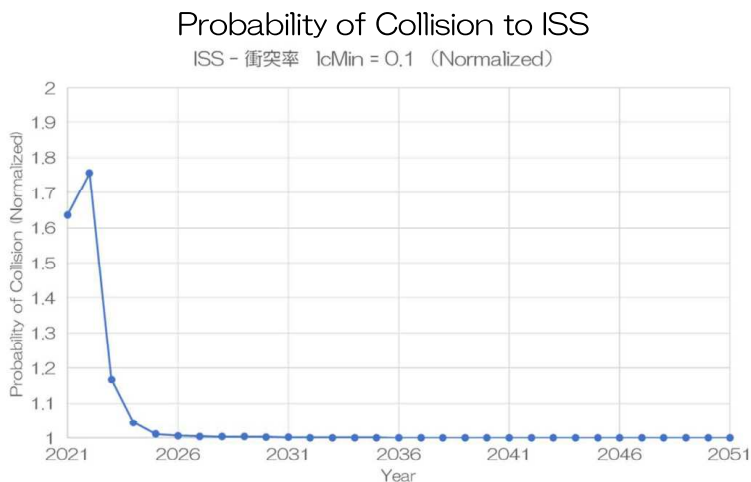
The number of objects at a collision altitude of 400-500 km will increase after the collision. But most of these fragments are expected to decay, and the orbital environment return to the previous state within a few years.

9



Probability of collision (COSMOS-1408)

- ISSへの衝突確率は衝突直後は約1.65倍、1年後には1.75倍となるが、長期的には影響がほとんどない。

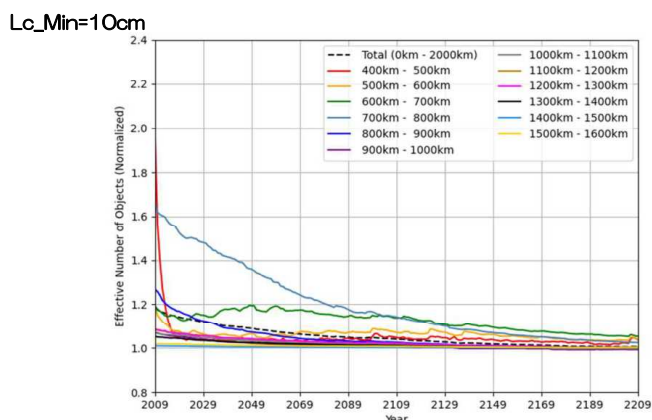
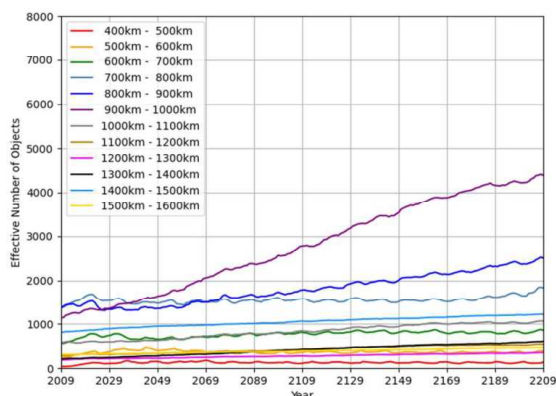


The collision probability to ISS is about 1.65 times immediately after the collision and 1.75 times one year later, but there is almost no impact over the long term.

Estimated Number of Fragments (Iridium33 - COSMOS2251)



- 衝突は高度789kmで発生。
- 破砕片は発生高度から徐々に降下、衝突高度が高いので長期的に影響が残る

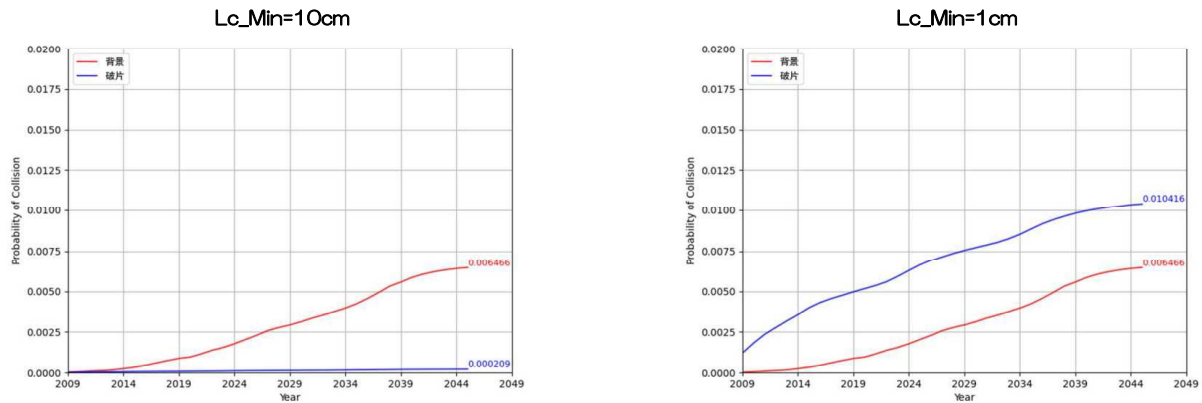


The collision occurred at an altitude of 789 km.
 Fragments decay gradually from the generated altitude.
 Orbital impacts remain for a long time due to the high collision altitude.



Probability of collision (Iridium33 – COSMOS2251)

1. 破砕片サイズによるISSへの積算衝突率の差異
2. 10cmサイズの破砕片による衝突率はあまり大きくならないが、1cmまで考慮すると1.6倍の影響が予想される。



Difference in cumulative collision rate to ISS by fragment size.
 The collision rate of more than 10cm-sized fragments is not so large,
 But more than 1cm-sized fragments effect is expected to be 1.6 times larger.

12

Summary



1. 推移モデルを用いて破砕片生成とその後の破砕片の挙動を推定する一手法を示した。
 2. モデルによる破砕片の挙動は、実測結果と統計的な傾向として類似性が見られる。
 3. 軌道上イベント発生時に観測結果からその後の軌道環境の予想を行う一手法として利用が可能である。
1. A method for estimating fragment generation and subsequent fragment behavior by using an environment evolutionary model is presented.
 2. The modeled fragment behavior is similar to the actual measurement results as a statistical trend.
 3. It may be used as a method to predict the orbital environment after an In-orbit event from observation results.

13