

地球接近小惑星軌道変更ミッションにおける  
速度増分の変動を考慮した軌道設計<sup>\*1</sup>Optimal Trajectories for the Impulsive Deflection of Potentially  
Hazardous Asteroids under Uncertainty of Velocity Increment山口 智 宏<sup>\*2</sup>・小 木 曾 望<sup>\*3</sup>・山 川 宏<sup>\*4</sup>  
Tomohiro YAMAGUCHI, Nozomu KOGISO and Hiroshi YAMAKAWA**Key Words:** Spacecraft, Asteroid Deflection, Uncertainty, Potentially Hazardous Asteroids

**Abstract:** This paper discusses the conceptual trajectory design associated with the impulsive deflection of a potentially hazardous asteroid (PHA) with considering uncertainty of velocity increment that spacecraft gives to the PHA at the time of collision. The effect of the uncertainty is evaluated as the worst value of the closest approach distance between the PHA and the Earth by modeling the uncertainty as a convex model, where the uncertainties of magnitude and the direction of the velocity increments are independently varied. It is shown that the worst value is determined uniquely without searching in the convex hull. Then, the most efficient spacecraft trajectory is evaluated by maximizing the worst approach distance in terms of the Earth departure date and the asteroid arrival date of the spacecraft under  $C_3$  constraint that considers the mission feasibility. The importance of considering the uncertainty is demonstrated by comparing the optimum trajectories with and without the uncertainty. Additionally, it is shown that the uncertainty of the velocity increment direction has the significant effect on the deflection of the PHA.

## 1. 緒 論

小惑星の多くは、火星と木星の間にあるメインベルトと呼ばれる領域に存在している。一方、地球軌道と接近、交差する小惑星も存在し、これらは地球接近小惑星 (PHAs: Potentially Hazardous Asteroids) と呼ばれていて、その中には地球と衝突し、大きな被害をおよぼす可能性があるものも存在する。そこで、地球接近小惑星の軌道を調べ、地球に衝突する場合の被害を見積もる研究活動が盛んに行われている<sup>1)</sup>。また、そのような小惑星の発見と追跡を目的とした、“Spaceguard survey” という国際活動では直径 1 km 以上の地球近傍小惑星の 90% を 2008 年までに発見することを目標にしている<sup>2)</sup>。

地球接近小惑星の地球衝突回避法としては、宇宙機を小惑星に衝突させて小惑星に速度増分を与え、その軌道を変化させることで地球との最接近距離を大きくする方法が効果的であることが示されている<sup>3)</sup>。

小惑星の地球最接近距離を大きくするために、宇宙機が小惑星に到達するときの速度が大きくなるような宇宙機の軌道を設計する必要がある。文献 4~6) は、小惑星に与える速度増分の最適な大きさと方向を検討し、必要な速度増

分が地球接近小惑星の軌道要素に強く依存することを示している。しかし、その速度増分を生じさせる宇宙機の軌道は検討されていない。文献 7) は、小惑星 Toutatis の軌道変更ミッションを検討しており、半径 270 m (約  $2.5 \times 10^8$  ton) までの小惑星であれば、初期質量 8 ton の宇宙機を小惑星に衝突させることで小惑星の軌道を変更し、地球衝突回避が可能であることを示している。さらに、宇宙機と小惑星との衝突を完全弾性衝突、完全非弾性衝突でモデル化し、その衝突形態によって必要運動量が大きく異なることを示している。また、電気推進やソーラーセールを利用した軌道変更ミッションも検討されている<sup>8-12)</sup>。文献 12) では 2029 年に地球に接近する小惑星 99942 Apophis の軌道変更ミッションを検討しており、小惑星が衝突する 3 年前までに軌道変更を行えば、地球衝突を回避できることを示している。

一方、小惑星は質量が小さく、他の天体からの重力の影響を受けやすいことなどから、軌道要素の測定誤差が大きい。さらに、小惑星の多くはその形状や質量分布を詳細に調査することが困難であるため、宇宙機を衝突させた後の小惑星の軌道変更を高精度に予測することも困難である。ESA では、宇宙機を小惑星に衝突させた後の軌道変化を観測する“Don Quijote” ミッションが計画されている<sup>13)</sup>。このミッションでは観測用と衝突用の 2 機の宇宙機を小惑星に送り出す。観測機は小惑星とランデブーしながら、小惑星の形状や質量分布を観測し、その結果に基づいて衝突機の衝突目標地点や衝突速度を決定する。観測機は、衝突後も引き続き小惑星の軌道がどれだけ変更されたかを観測す

<sup>\*1</sup> © 2007 日本航空宇宙学会  
平成 19 年 3 月 20 日原稿受理

<sup>\*2</sup> 大阪府立大学工学部航空宇宙工学科

<sup>\*3</sup> 大阪府立大学大学院工学研究科航空宇宙海洋系専攻

<sup>\*4</sup> 京大大学生存圏研究所

る．そして、この結果を実際に衝突の危険性の高い小惑星の軌道変更ミッションに役立てることも目的としている．

これらから、小惑星軌道変更ミッションを実現するためには、小惑星の軌道要素の不確かさや、宇宙機の衝突が小惑星に与える速度増分の不確かさを考慮することが重要であることが分かる．特に、小惑星の形状や質量分布、表面構成が未知なことから、宇宙機との衝突前後において運動量がどの程度失われるかを正確に見積もることが困難なためである．文献 14) は、小惑星の軌道要素や質量の不確かさを考慮に入れて軌道のロバスト最適設計を行っているが、宇宙機の衝突が小惑星に与える速度増分の変動は考慮されていない．

本研究では、宇宙機が小惑星に与える速度増分の不確かさに着目した軌道設計法を提案する．凸包モデルの考え方<sup>15)</sup>を適用し、宇宙機が小惑星に衝突する速度のうち、小惑星の軌道変更の有効な速度の大きさおよび方向の不確かさのある一定の範囲内で独立に変動するものと仮定する．そして、その最悪の場合でも小惑星の地球最接近距離を最大とするように、地球出発時期や小惑星到着時期などのシーケンスを設計する．これにより、宇宙機が小惑星に与える速度増分の変動が小惑星の軌道変更におよぼす影響を明らかにする．

## 2. 小惑星軌道変更ミッションの概要

地球接近小惑星の地球衝突回避のため、宇宙機を小惑星に衝突させ、小惑星の軌道を変更し、地球との最接近距離を大きくする方法について考える．ここでは、そのような小惑星軌道変更ミッションを実現するための宇宙機の軌道設計法の概要を示す．

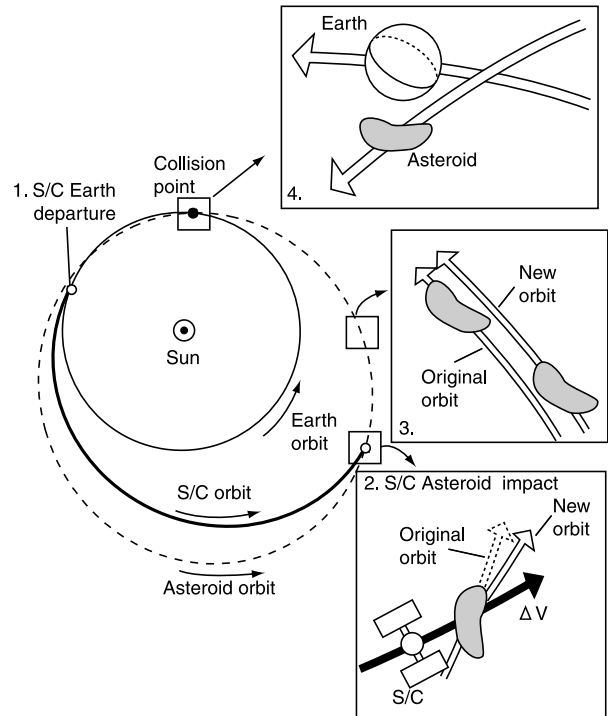
宇宙機の地球から小惑星への遷移軌道は化学推進による弾道飛行を想定し、宇宙機を地球周回軌道にて加速させ、その後、小惑星に衝突させるものとする．この衝突は宇宙機と小惑星が一体になる完全非弾性衝突を仮定する．この衝突により小惑星の軌道が変更され、小惑星の地球最接近距離を大きくすることができる．

なお、宇宙機の質量  $m$  は小惑星の質量  $M$  に比べて十分に小さいものとし、現実性のあるミッションを設計するために、宇宙機の地球離脱エネルギー  $C_3$  (地球離脱時の無限遠速度の 2 乗) には上限値を設定する．また、本研究は概念設計段階であるので、円錐曲線接続法を用い、宇宙機や小惑星と最も影響の強い 1 つの天体のみを考慮し、他の天体の影響は無視する．

このミッションの概要を第 1 図に示し、以下にその手順を述べる．

1) 宇宙機が地球の作用圏を抜け、太陽中心軌道に移行する日  $t_{\text{dep}}$  と小惑星到着日  $t_{\text{arr}}$  を与え、Lambert の手法を用いて宇宙機の太陽中心移行軌道を求める．宇宙機の地球出発速度  $V_{\text{dep}}$  および地球の軌道速度  $V_{\text{ear}}$  から  $C_3$  は次式で求められる．

$$C_3 = |V_{\text{dep}} - V_{\text{ear}}|^2 \quad (1)$$



第 1 図 小惑星軌道変更ミッションの概要

$t_{\text{dep}}, t_{\text{arr}}$  に対して複数の移行軌道が得られる場合には、 $C_3$  が最も小さい軌道を採用するものとする．

2) 宇宙機は小惑星到着速度  $V_{\text{arr}}$  で小惑星に完全非弾性衝突する．このとき、小惑星に与える速度増分  $\Delta V$  は次式で近似できる．

$$\Delta V \simeq \frac{m}{M} V_{\text{arr}} \quad (2)$$

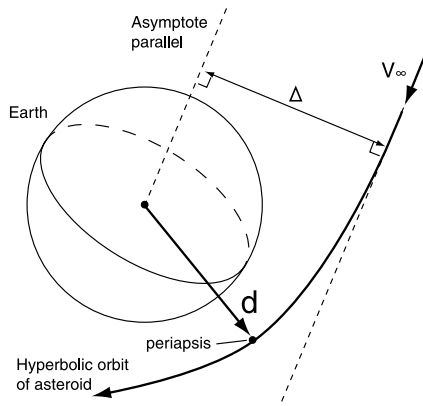
3) 小惑星は宇宙機の衝突によって軌道が変化し、小惑星の周期がわずかに大きくなる．第 1 図に示すように、元の軌道と比べて、小惑星の位置が後方にずれていく．

4) 小惑星は元の軌道より遅れて予想衝突点を通り、小惑星の地球衝突を回避することができる．小惑星が地球に最も接近するときの距離  $d$  は、小惑星が第 2 図に示す地球中心双曲線軌道をとるものとして、地球相対速度  $V_{\infty}$ 、地球中心と接近漸近線との距離  $\Delta$ 、地球の重力定数  $\mu_e$  を用いて次式で求める．

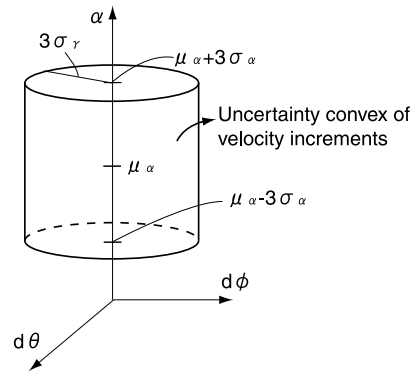
$$d = \frac{\mu_e}{|V_{\infty}|^2} \left( \sqrt{1 + \frac{|V_{\infty}|^4 \Delta^2}{\mu_e^2}} - 1 \right) \quad (3)$$

## 3. 宇宙機の軌道設計手法

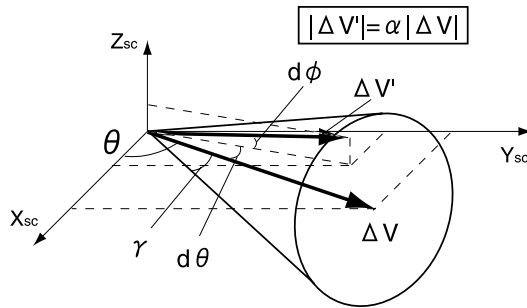
3.1 速度増分の変動モデル 本研究では、速度増分の変動の大きさと方向を独立に扱う．速度増分の変動は運動量の有効量と完全非弾性衝突における運動量との比  $\alpha$  で表す．速度増分の方角に関する変動は、宇宙機の軌道面内における方向の変動と軌道面に垂直な面内における方向の変動に分け、それぞれ  $d\theta, d\phi$  と記述する．これらの変動成分  $(\alpha, d\theta, d\phi)$  を用いると変動を考慮した速度増分  $\Delta V'$  は



第 2 図 小惑星地球接近時の地球中心双曲線軌道



第 4 図 速度増分変動の凸包モデル



第 3 図 速度増分の大きさおよび方向の変動

次式で表される .

$$\Delta V' = \alpha |\Delta V| \begin{pmatrix} \cos d\phi \cos(\theta + d\theta) \\ \cos d\phi \sin(\theta + d\theta) \\ \sin d\phi \end{pmatrix} \quad (4)$$

ここで、 $\theta$  は第 3 図に示す宇宙機中心座標系の  $X_{sc}$  軸 (宇宙機の軌道の近点方向) と  $\Delta V$  とのなす角であり、 $\Delta V$  は宇宙機の軌道面である  $X_{sc}Y_{sc}$  面に位置する .

速度増分の大きさに関する変動成分  $\alpha$  は平均値  $\mu_\alpha$  と標準偏差  $\sigma_\alpha$  をパラメータとし、領域  $[\mu_\alpha - 3\sigma_\alpha, \mu_\alpha + 3\sigma_\alpha]$  を変動するものとする .

一方、宇宙機と小惑星の衝突を考えると、 $d\theta$ 、 $d\phi$  がそれぞれ独立に変動するとは考えにくい . そこで、第 4 図のように速度増分が変動するものと仮定し、次式で表される関係を持つものとする .

$$d\theta^2 + d\phi^2 \leq \gamma^2 \quad (5)$$

$\gamma$  は標準偏差  $\sigma_\gamma$  をパラメータとし、領域  $[0, 3\sigma_\gamma]$  を変動するものとする . つまり、 $(\alpha, d\theta, d\phi)$  は第 4 図に示す円柱状の凸包内を変動するものとする<sup>15)</sup> .

そして、この凸包内の変動に対して、地球最接近距離が最小となる  $(\alpha, d\theta, d\phi)$  を求め、その最悪値  $d'$  によって、速度増分の変動の影響を評価する . すなわち、

$$\begin{aligned} \text{Minimize: } & d' = d(\alpha, d\theta, d\phi) \\ \text{subject to: } & \mu_\alpha - 3\sigma_\alpha \leq \alpha \leq \mu_\alpha + 3\sigma_\alpha \\ & d\theta^2 + d\phi^2 \leq \gamma^2 \end{aligned} \quad (6)$$

第 1 表 Orpheus をもとにした仮想小惑星の軌道要素

	Fictitious asteroid	Orpheus
$a$ [AU]	1.283	1.209
$e$	0.3226	0.3226
$i$ [deg]	2.683	2.683
$\Omega$ [deg]	100.4	189.7
$\omega$ [deg]	301.6	301.6
$\nu_0$ [deg]	58.42	346.0
Epoch	2060/1/1	2000/9/13

なお、この最悪値を求めるために、探索を必要としないことを第 4.3.1 節で示す .

3.2 速度増分の変動を考慮した軌道設計問題 軌道設計問題は小惑星の地球最接近距離の最悪値  $d'$  を最大とする宇宙機の地球出発日  $t_{dep}$ 、小惑星到着日  $t_{arr}$  を求める問題に帰着する . なお、ミッションの実現性を考慮し、地球離脱エネルギー  $C_3$  に上限値を設定する . つまり、軌道設計問題は次式で表される .

$$\begin{aligned} \text{Maximize: } & d'(t_{dep}, t_{arr}) \\ \text{subject to: } & C_3 \leq C_3^u \\ & t_{dep}^l \leq t_{dep} \leq t_{dep}^u \\ & t_{arr}^l \leq t_{arr} \leq t_{arr}^u \end{aligned} \quad (7)$$

ここで、 $t_{dep}^u, t_{dep}^l, t_{arr}^u, t_{arr}^l$  はそれぞれ  $t_{dep}, t_{arr}$  の上下限值、 $C_3^u$  は  $C_3$  の上限値を示す .

なお、地球出発日、小惑星到着日に対する小惑星地球最接近距離ならびに速度増分の変動の影響を調べるために、最適化手法は使わずに、設計領域の全探索を行う .

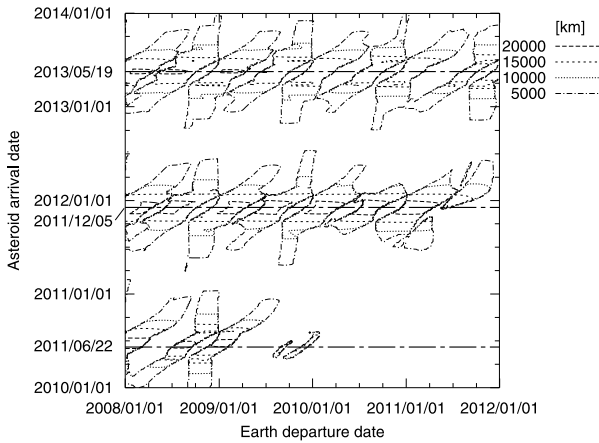
#### 4. 結果および考察

4.1 検討条件 本研究においては、地球に衝突する仮想の小惑星を設定し、宇宙機の軌道を評価する . 地球と衝突する小惑星は、地球接近小惑星の中で平均的な軌道要素を持つ小惑星 3361Orpheus の軌道をもとに、小惑星の昇交点において 2060 年 1 月 1 日に地球と衝突する ( $d = 0$ ) と仮定し、第 1 表のように軌道要素を設定する .

仮想小惑星は直径 150 m の球とし、密度  $3.0 \text{ g/cm}^3$ 、質量  $5.3 \text{ Mton}$  とする . 打ち上げロケットを M-V ロケットと

第2表 検討条件

Earth collision date of the asteroid	2060/1/1
The asteroid diameter [m]	150
The asteroid density [ $\text{g}/\text{cm}^3$ ]	3.00
The asteroid mass [ton]	$5.30 \times 10^6$
The spacecraft mass [ton]	1.00
$C_3$ limit at Earth [ $\text{km}^2/\text{s}^2$ ]	50.0
Average of $\Delta V$ magnitude $\mu_\alpha$	0.60
Deviation of $\Delta V$ magnitude $\sigma_\alpha$	0.10
Deviation of $\Delta V$ direction $\sigma_\gamma$ [deg]	10.0



第5図 ノミナルケースにおける地球最接近距離の分布

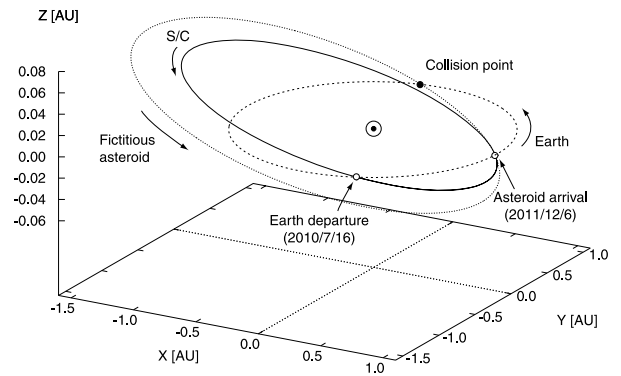
H2A ロケットの中間のロケットと仮定し,  $C_3$  の上限値を  $50 \text{ km}^2/\text{s}^2$  とする. また, 小惑星衝突時の宇宙機の質量を  $1.0 \text{ ton}$  とする. 変動領域に関しては,  $\mu_\alpha = 0.6$ ,  $\sigma_\alpha = 0.1$ ,  $\sigma_\gamma = 10 \text{ deg}$  とする. これらの検討条件を第2表にまとめる.

4.2 変動を考慮しない場合における軌道設計例 速度増分の大きさに関するパラメータ  $\alpha$  がその平均値  $\mu_\alpha$  をとり, 速度増分の方角に関する変動が無い場合 ( $\gamma = 0$ ) をノミナルケースとする. 設計変数に対して地球最接近距離は周期的に変化し, その極大値は小惑星到着日が遅くなるほど小さくなるのが分かっている<sup>7)</sup>. そこで, 小惑星衝突が回避できる設計領域として,  $t_{\text{dep}}$  を 2008/1/1 から4年間,  $t_{\text{arr}}$  を 2010/1/1 から4年間とする. この設計領域に対する地球最接近距離の等高線図を第5図に示す. 図中の鎖線は小惑星が近日点に位置する 2010/6/22, 2011/12/5, 2013/5/19 であり, この付近で地球最接近距離が極大値をとる. このことから地球最接近距離が小惑星到着日, つまり宇宙機が小惑星に衝突するときの小惑星の位置に大きく影響していると考えられる.

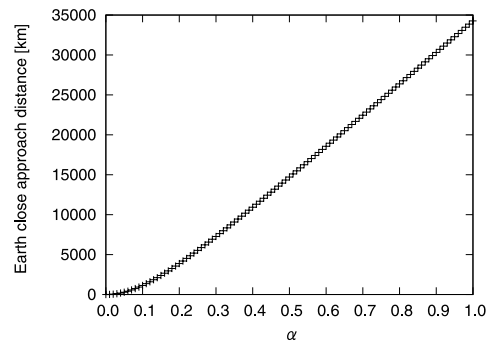
この設計領域において,  $t_{\text{dep}} = 2010/7/16$ ,  $t_{\text{arr}} = 2011/12/6$  において地球最接近距離の最大値  $22492.06 \text{ km}$  をとる. このときの宇宙機および小惑星の軌道を第6図に示す.

4.3 速度増分の不確定性を考慮した軌道設計例

4.3.1 変動領域内における最悪値の探索法 変動領域内で最も小さい地球最接近距離  $d (= d')$  を与える変動成分  $(\alpha_{\text{worst}}, d\theta_{\text{worst}}, d\phi_{\text{worst}})$  を変動ケースと呼ぶ. ここで



第6図 ノミナルケースにおける最大の地球最接近距離を与える宇宙機の軌道 (太陽中心黄道面座標系)



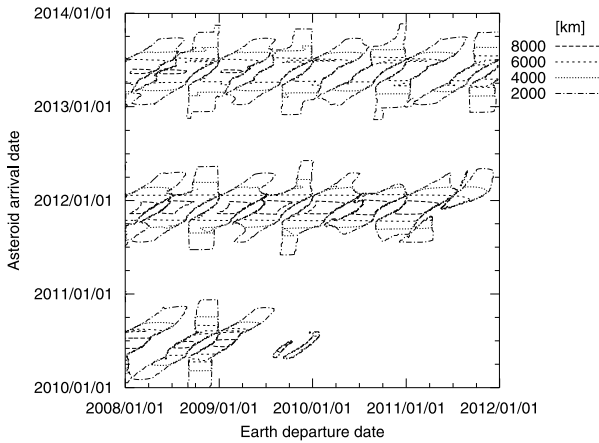
第7図 速度増分の大きさに関する地球最接近距離の変化

は, 変動領域を探索することなく, 最悪値が一意に定まることを説明する.

まず, 速度増分の大きさに関する変動成分  $\alpha$  に対する地球最接近距離を調べる.  $t_{\text{dep}}$  を 2008/11/21,  $t_{\text{arr}}$  を 2010/5/31 に固定し,  $\alpha$  を 0.0~1.0 まで変化させた場合の地球最接近距離を第7図に示す. 地球最接近距離が地球半径より大きい領域において, 地球最接近距離と  $\alpha$  がほぼ線形の関係を持ち,  $\alpha$  が大きいほど地球最接近距離が大きくなるのが分かる. また, 第8図に第4.2節と同じ設計領域における  $\alpha = 0.3$  の場合の地球出発日, 小惑星到着日に対する地球最接近距離の分布を示す.  $\alpha$  の変化によって地球最接近距離の大きさは変化するが, 最大の地球最接近距離を与える地球出発日, 小惑星到着日の組み合わせは変化しないことが分かる. したがって,  $\alpha$  に対してはその下限値において地球最接近距離が最悪値をとる.

次に, 速度増分の方角に関する変動  $(d\theta, d\phi)$  に対する地球最接近距離を示す. 第9図に  $t_{\text{dep}}$  を 2008/11/21,  $t_{\text{arr}}$  を 2010/5/31 に固定し,  $-40^\circ \leq d\theta \leq 40^\circ$ ,  $-40^\circ \leq d\phi \leq 40^\circ$  の範囲における地球最接近距離の等高線を示す. 図中の十字の印は速度増分の方角と小惑星速度方向が一致する場合の  $(d\theta, d\phi)$  であり, これが地球最接近距離の極大値と一致することから, 小惑星速度方向と速度増分の方角が一致する場合に地球最接近距離が極大値をとると考えられる.

また, 第10図には宇宙機の小惑星衝突による小惑星の長半径変化量  $\Delta a$  を示しており, 地球最接近距離  $d$  と  $\Delta a$



第 8 図  $\alpha = 0.3$  の場合の地球最接近距離の分布

の分布がほぼ一致している．長半径の変化によって，小惑星の周期が変化し，地球軌道との位相がずれ，地球最接近距離が大きくなると考えられる．

小惑星の軌道面と地球の軌道面が一致し，宇宙機の小惑星衝突から小惑星の地球接近までの時間が十分に長い場合， $\Delta a$  は速度増分の小惑星速度方向成分  $\Delta V_{ast}$  に比例することが明らかにされている<sup>4)</sup>．

$$\Delta a = \frac{2\Delta V_{ast}[-e \sin \nu \cos \zeta + (1 + e \cos \nu) \sin \zeta]}{n\sqrt{1 - e^2}} \quad (8)$$

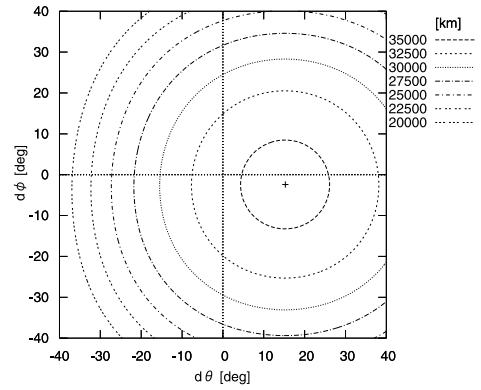
ここで， $e, \nu, n$  は小惑星の離心率，真近点離角，平均運動， $\zeta$  は小惑星の位置ベクトルと速度ベクトルとのなす角である．さらに，速度増分の最適方向は小惑星速度方向であり，地球最接近距離が長半径の変化量  $\Delta a$  に比例する<sup>4)</sup>．

本研究においては，小惑星の軌道面と地球の軌道面は一致していないが，速度増分の軌道面に垂直な成分が  $\Delta a$  におよぼす影響は無視できるほど小さいことが分かっており<sup>6)</sup>，式 (8) の値は第 10 図の値と一致する．したがって，速度増分の最適方向は小惑星速度方向であり，速度増分の方に対して地球最接近距離は小惑星速度方向を頂点とした凸関数になる．

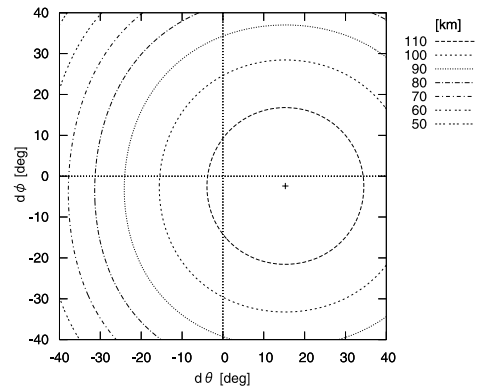
次に，地球最接近距離の最悪値を与える速度増分の方に関する変動成分  $(d\theta_{worst}, d\phi_{worst})$  が第 11 図の実線で示す変動領域のどこに存在するかを考える．速度増分の方の変化に対する  $d$  は，第 11 図の等高線で表しているように小惑星速度方向を示す  $(d\theta_{ast}, d\phi_{ast})$  を頂点した凸関数である．したがって， $(d\theta_{worst}, d\phi_{worst})$  は， $(d\theta_{ast}, d\phi_{ast})$  と原点とを結んだ直線と凸包の境界との 2 つの交点のうち， $(d\theta_{ast}, d\phi_{ast})$  から遠いほうである．

これらにより，式 (6) で示した変動を考慮した場合の地球最接近距離の最悪値は変動領域を探索することなく求めることができる．

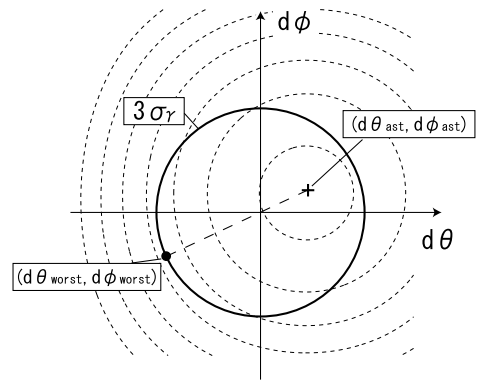
4.3.2 速度増分の変動が最適軌道におよぼす影響 ノミナルケースと変動ケースにおける最大の地球最接近距離を示す宇宙機の地球出発日，小惑星到着日を調べ，比較する．第 4.2 節における計算結果より，ノミナルケース地球最接



第 9 図  $d\theta, d\phi$  に対する地球最接近距離  $d$  の分布



第 10 図  $d\theta, d\phi$  に対する長半径の変化量  $\Delta a$  の分布



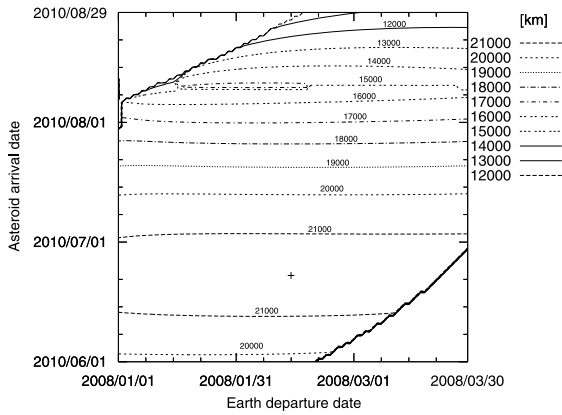
第 11 図 地球最接近距離の最悪値を与える  $(d\theta, d\phi)$

近距離が大きい設計領域として第 3 表に示す 2 ケースに絞る．第 12 図，第 13 図に Case 1 のノミナルケースと変動ケースにおける地球最接近距離の分布を示している．同様に，第 14 図，第 15 図には Case 2 のノミナルケースと変動ケースにおける地球最接近距離の分布を示している．図中に示している十字の印は設計領域内における最適な宇宙機の地球出発日・小惑星到着日であり，そのときの軌道を第 16 図，第 17 図に示す．どの設計領域においても，ノミナルケースと変動ケースにおける地球最接近距離の分布は異なっており，それぞれの最適な軌道も異なっていることが分かる．

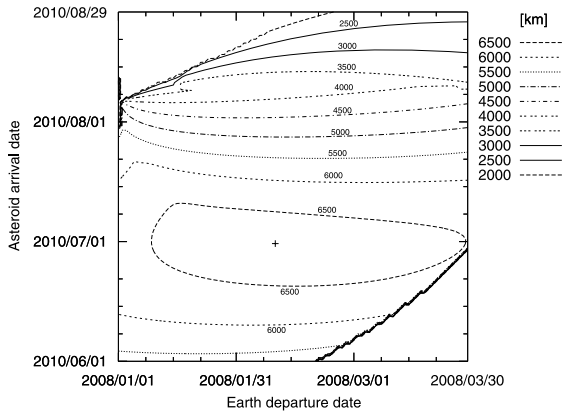
速度増分の変動を考慮することによる最適軌道の変化に

第3表 各ケースの検討する地球出発日, 小惑星到着日の期間

	地球出発日	小惑星到着日
Case 1	2008/1/1 ~ 2008/3/30	2010/6/1 ~ 2010/8/29
Case 2	2010/12/1 ~ 2011/2/28	2011/11/1 ~ 2012/01/29



第12図 Case 1 ノミナルケースにおける地球最接近距離の分布



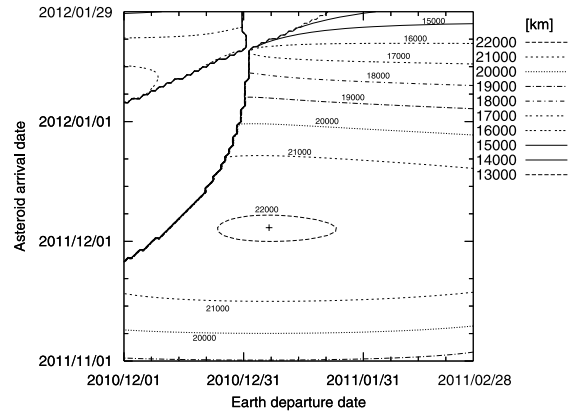
第13図 Case 1 変動ケースにおける地球最接近距離の分布

ついて考察する．既に述べたように，速度増分の大きさに関する変動では最適な軌道は変化しない．したがって，速度増分の方角に関する変動のみが最適値に影響をおよぼす．ノミナルケースにおける小惑星速度方向成分  $\Delta \bar{V}_{ast}$ ，変動ケースにおける速度増分の小惑星速度方向成分  $\Delta V'_{ast}$  は宇宙機が小惑星に衝突するときの小惑星の速度と宇宙機の速度とのなす角  $\psi$  を用いて次式で表される．

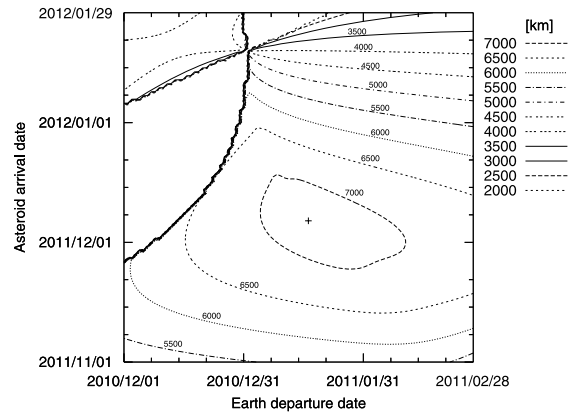
$$\Delta \bar{V}_{ast} = |\Delta V'| \cos \psi \quad (9)$$

$$\Delta V'_{ast} = |\Delta V'| \cos(\psi + 3\sigma_\gamma) \quad (10)$$

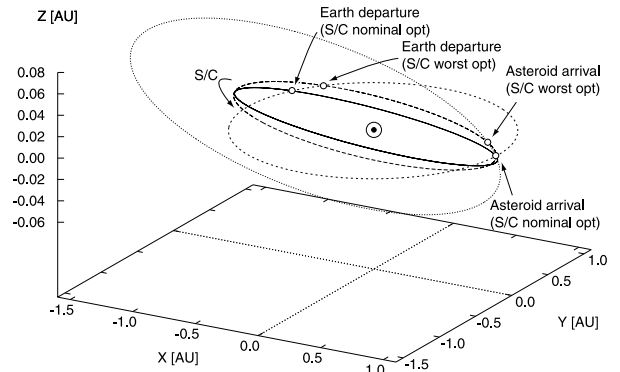
$|\Delta V'|$  が一定とすると， $\Delta \bar{V}_{ast}$ ， $\Delta V'_{ast}$  の比は速度増分の方角に関する変動が  $\Delta V_{ast}$  におよぼす影響の大きさを表し， $\psi$  が小さいほど速度増分の方角に関する変動が  $\Delta V_{ast}$  におよぼす影響が小さくなり，地球最接近距離への影響も小さくなると考えられる．第18図に Case 1 の設計領域における  $\psi$  の分布と  $\sigma_\gamma$  を  $0 \sim 10$  deg まで変化させた場合の変動ケースにおける最適値を重ねて示す．速度増分の方角に関する変動を大きく設定すればするほど，ノミナルケー



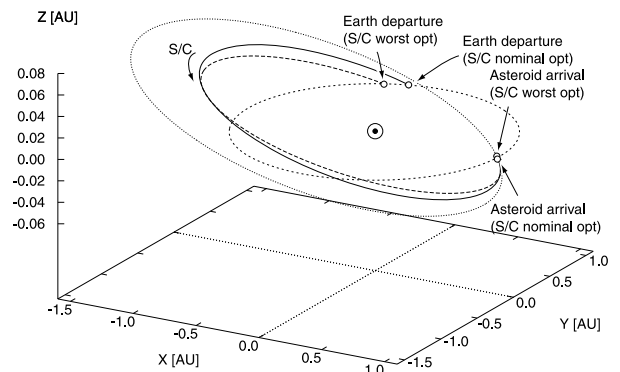
第14図 Case 2 ノミナルケースにおける地球最接近距離の分布



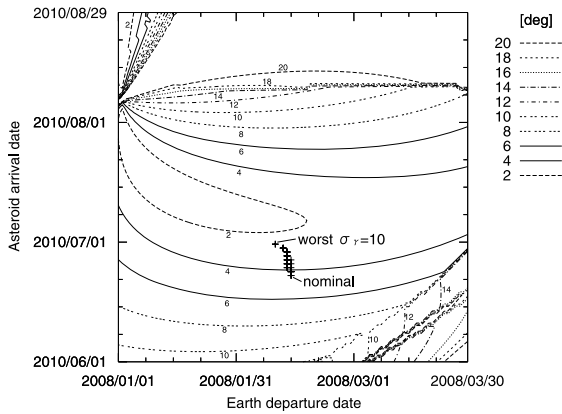
第15図 Case 2 変動ケースにおける地球最接近距離の分布



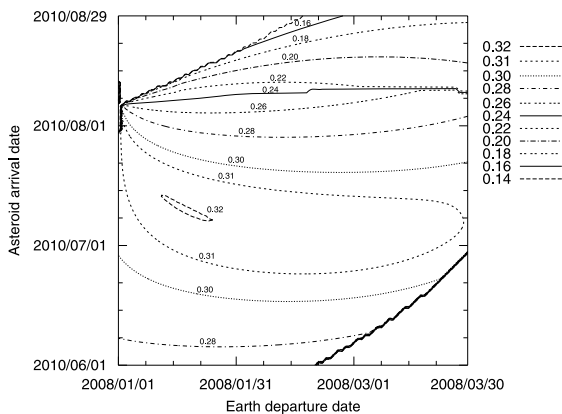
第16図 Case 1 最適軌道 (太陽中心黄道面座標系)



第17図 Case 2 最適軌道 (太陽中心黄道面座標系)



第 18 図 Case 1 宇宙機と小惑星との速度のなす角  $\psi$  の分布



第 19 図 Case 1 ノミナル値と最悪値との比  $d'/\bar{d}$  の分布

スにおける最適値との差が大きくなり、最適値が  $\psi$  が小さくなる方向に移動していることが分かる。

第 19 図には最悪値  $d'$  とノミナル値  $\bar{d}$  との比  $d'/\bar{d}$  の分布を示す。この比も  $\psi$  と同じような分布をしていることが分かる。また、 $\psi$  が小さいほど、最悪値とノミナル値との比が大きくなっていることから、速度増分の方に関する変動の影響を小さくするためには、 $\psi$  が小さい地球出発日・小惑星到着日を選択すればよいことが分かる。

### 5. 結 論

本研究では、宇宙機を小惑星に衝突させ、小惑星の軌道を変更することで小惑星の地球衝突を回避することを検討し、宇宙機が小惑星に与える速度増分の不確定性に着目した軌道設計法を提案した。

まず、速度増分の変動を大きさや方向の変動に分けた凸包モデルで表すことで、速度増分の大きさと地球最近距離には線形の関係があり、その大きさが変動しても最適軌道の地球出発日、小惑星到着日は変化せず、速度増分の方

向に関する変動のみが最適軌道に影響をおよぼすことを明らかにした。また、宇宙機が小惑星に衝突するときの宇宙機と小惑星の速度とのなす角が大きいほど、速度増分の変動の影響が大きくなることを示した。

なお、宇宙機の小惑星衝突による小惑星の長半径変化量  $\Delta a$  と地球最近距離  $d$  の関係を用いることで、変動領域内を全探索することなく、凸包モデル内の最悪値が求められることを示した。

また、速度増分の変動によって、地球最近距離が最大となる地球出発日、小惑星到着日が変化することから、速度増分の変動を考慮することの重要性を明らかにした。

### 参 考 文 献

- 1) 日本スペースガード協会：小惑星衝突，Newton Press，東京，1998.
- 2) Morrison, D.: The Spaceguard Survey Report of the NASA International Near-Earth-Object Detection Workshop, NASA-TM-107979, 1992.
- 3) Ahrens, T. J. and Harris, A. W.: Deflection and Fragmentation of Near-Earth Asteroids, Nature, **360** (1992), pp. 429–433.
- 4) Park, S. Y. and Ross, I. M.: Two-Body Optimization for Deflecting Earth-Crossing Asteroids, J. Guid. Control Dynam., **22** (1999), pp. 415–420.
- 5) Ross, I. M., Park, S. Y. and Porter, S. D. V.: Gravitational Effects of Earth in Optimizing  $\Delta V$  for Deflecting Earth-Crossing Asteroids, J. Spacecraft Rockets, **38** (2001), pp. 759–764.
- 6) Park, S. Y. and Mazanek, D. D.: Mission Functionality for Deflecting Earth-Crossing Asteroids/Comets, J. Guid. Control Dynam., **26** (2003), pp. 734–742.
- 7) Ivashkin, V. V., Chernov, A. V. and Zaytsev, A. V.: Optimal Flights to Near-Earth Asteroid, Acta Astronautica, **44** (1999), pp. 219–225.
- 8) Park, S. Y. and Choi, K. H.: Optimal Low-Thrust Intercept/Rendezvous Trajectories to Earth-Crossing Objects, J. Guid. Control Dynam., **28** (2005), pp. 1049–1055.
- 9) Conway, B. A.: Near-Optimal Deflection of Earth-Approaching Asteroids, J. Guid. Control Dynam., **24** (2001), pp. 1035–1037.
- 10) McInnes, C. R.: Deflection of Near-Earth Asteroids by Kinetic Energy Impacts from Retrograde Orbits, Planetary Space Sci., **52** (2002), pp. 587–590.
- 11) Izzo, D., Negueruela, C., Ongaro, F. and Walker, R.: Strategies for Near Earth Object Impact Hazard Mitigation, Paper AAS 05-147, 15th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, 2005.
- 12) Izzo, D., Bourdoux, A., Walker, R. and Ongaro, F.: Optimal Trajectories for the Impulsive Deflection of Near Earth Objects, Acta Astronautica, **59** (2006), pp. 294–300.
- 13) ESA ホームページ, <http://www.esa.int/SPECIALS/NEO/> (2007 年 2 月現在)
- 14) Vasile, M.: Robust Optimisation of Trajectories Intercepting Dangerous NEO, AIAA Paper 2002-4719, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2002.
- 15) Ben-Haim, Y. and Elishakoff, I.: Convex Models of Uncertainty in Applied Mechanics, Elsevier Science Publisher, Amsterdam, 1990.