

大型宇宙機へのデブリ衝突検出系の提案

相馬 央令子 (東京理科大学), 千葉 茂生 (東京大学), 高野 忠, 長谷川 直 (ISAS/JAXA), 佐野 雅敏 (東京理科大学)

1. まえがき

微小隕石や宇宙デブリの宇宙機への衝突は超高速衝突 (平均 10km/sec) である。宇宙機の構造材料の強度から、深刻な被害無しに受け止めることのできるデブリの大きさは 1cm 程度である。1cm を超えると、人命の喪失や太陽電池アレイの破壊など宇宙機の運用継続に支障をきたす重大な損傷を与える[1]。

また、現在、飛翔しているデブリの観測としては、レーダや光学望遠鏡[2]を用いたものが知られている。レーダで確認できるデブリの大きさは 10cm が限界である[3]。これより、1cm 以上 10cm 未満のデブリへの対策が必要となる。

宇宙での有人活動が増加していく中、このサイズのデブリ対策は重要である。しかし、このサイズのデブリは 10 万個以上あると言われている。よって我々は、このサイズのデブリ衝突検出系を考える。衝突をいち早く知ることにより、宇宙船の乗組員に警告を出し、対策をうつことが可能となる。

我々は加速器を用いた地上実験で、超高速衝突において発生するマイクロ波の検出に成功している[4]。この実験結果を基に約 1cm のデブリ衝突を検出するシステムを提案した[5]。

本報告では、大型宇宙機である国際宇宙ステーション (ISS) におけるデブリ衝突位置検出法の確立を目指す。位置検出には到来方向と距離の検出が必要であるが、今回は到来方向の推定のみ考え、角度による位置の特定を行う。

2. 超高速衝突によるマイクロ波放射現象の特徴

加速器を用いた超高速衝突実験において、観測されるマイクロ波は周期が数 nsec の極短パルスである。超高速衝突における光放射が連続的に観測されるのに対して、マイクロ波放射は断続的に観測される。また、衝突速度が高いほど、マイクロ波放射も大きくなる。

しかし、実験ごとに観測波形は異なり、そのマイクロ波放射のメカニズムは未だ明らかになっていない。本報告では、マイクロ波が空間的一様に放射されると仮定し、検討を進める。

3. 相関によるデブリ衝突位置の検出法

図 1 のようにアンテナ 2 素子を配置する。アンテナ #1, #2 に到来する電波を簡単のため平面波だとすると、到来時間差を τ , 光速を c , アンテナ間距離を d , 到来角度を θ とすると次式が得られる。ただし、式(2)は θ が十分小さいときの近似式で、 $\Delta \tau$ は τ の実験における測定誤差、 $\Delta \theta$ はそれに伴う決定誤差を意味する。

$$d \cdot \sin \theta = c \cdot \tau \quad (1)$$

$$\Delta \theta = \frac{c}{d} \Delta \tau \quad (2)$$

上式より、 τ を知ることでその到来方向を知ることができる。たとえ、到来波が球面波であっても、その到来時間差から位相差を求め、到来角度を知ることができる。

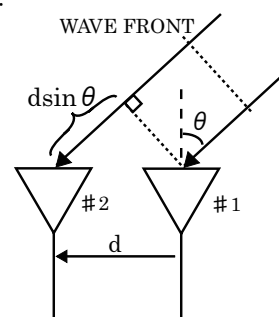


図 1. アンテナ 2 素子と到来波の関係

τ は、アンテナ #1 を通して受信した電波を $f_1(t)$, アンテナ #2 を通して受信した電波を $f_2(t)$ とすると、

$$\phi_{12}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T f_1(t) f_2(t + \tau) dt \quad (3)$$

で与えられる相互相関関数 $\phi_{12}(\tau)$ のピークから求めることができる。

4. マイクロ波観測システム

図 2 に、超高速衝突により発生するマイクロ波を検出する実験系を示す。飛翔体の加速器には電磁飛翔体加速器、通称レールガンを用いる。観測機器へのトリガー装置として、ワイヤーをターゲット前方に 5mm 間隔で設置する。飛翔体がワイヤーを切断した時点でトリガーが発生する。ターゲットを設置するチャンバー内は真空で保たれている。チャンバー窓の近傍に受信系を設置する。飛翔体の衝突速度は、2 箇所でも X 線撮影をして、その検出信号の時間差から求められる。

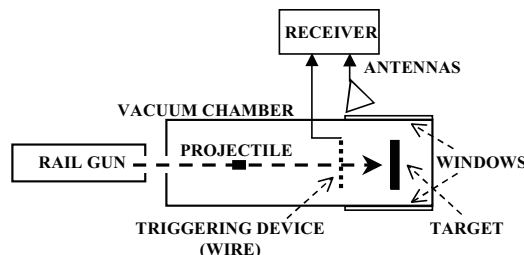


図 2. 実験系

5. 実験における受信系とパラメータの設定

実験で用いる受信系を図3に示す。周波数は2GHz帯を用いる。2つの受信系をそれぞれNo.1, No.2とする。2つの受信系の誤差を最小限にするため、機器、ケーブルを同じ長さにする。アンテナは半波長ダイポールアンテナを使用し、到来波に対して無指向性になるよう設置する。各受信系の観測周波数(RF)帯域、中間周波数(IF)帯域、利得を表1に示す。記録装置はサンプリング周波数4GHzのデジタルオシロスコープを用いる。観測時間は1msecである。

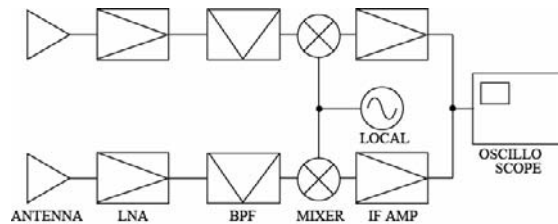


図3. 受信系

表1. 受信系特性

周波数 [Hz]	RF 帯域 [MHz]	IF 帯 [MHz]	利得 [dB]
2G-No1	1850-2250	0-120	54.15
2G-No2	1820-2230	0-120	54.15

次に、受信系のパラメータであるアンテナ間距離 d 、到来角度 θ を定める。受信精度を高める、つまり、到来時間差を大きくするにはアンテナ間距離、到来角度を大きくとる必要がある。さらに、到来角度の設置誤差を少なくするため、設置が容易なほうがよい。実験環境の空間的制約と後述する到来波の性質を考慮し、これらパラメータを表2のように定める。配置を図4に示す。到来角度を精度良く 90° に設定するとNo.1のアンテナにより電波がシールドされ、No.2に到達しない恐れがある。そのため、No.2がTGの衝突位置を見渡せるように約 1° 引いて系を設置する。

表2. 受信系のパラメータと回路誤差

アンテナ間距離 d [m]	到来角度 θ [°]
1.5	90

次に、到来波について考える。衝突により放射されたマイクロ波は、球面波として空間を伝搬するが、式(4)の条件を満たす場所で平面波になる。

$$R > \frac{2d^2}{\lambda} \quad (4)$$

ここで、 R はターゲットとアンテナ間距離、 λ は波長である。式(4)を計算すると、平面波とみなすには R が 30m より大きい必要がある。本実験でアンテナ#1の距離 R は 515mm であるためアンテナに到達する波は球面波となる。しかし、到来角を 90° に設定することで、平面波か球面波の影響は少なくすることができる。

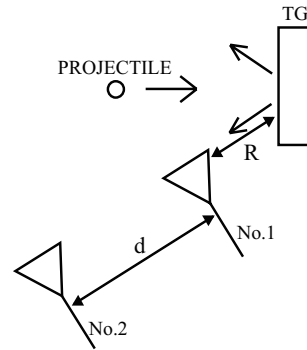


図4. 受信系の配置

6. 実験結果

実験では、飛翔体を質量約 1g の円筒形をしたポリカーボネート、ターゲット物質を直径 130mm、厚さ 20mm の円形アルミ板を使用した。実験における衝突速度は 4.1km/sec である。受信系の特性による受信波形の飽和を避けるため、アンテナと LNA の間に受信系 No.1, No.2 それぞれ 10dB, 3dB のアッテネータを装着した。

観測結果を図5に示す。横軸は時刻、縦軸は電圧である。衝突時刻を $0 \mu\text{sec}$ とする。飛翔体はターゲットを貫通し、破片が後部のチェンバー壁へ衝突している。

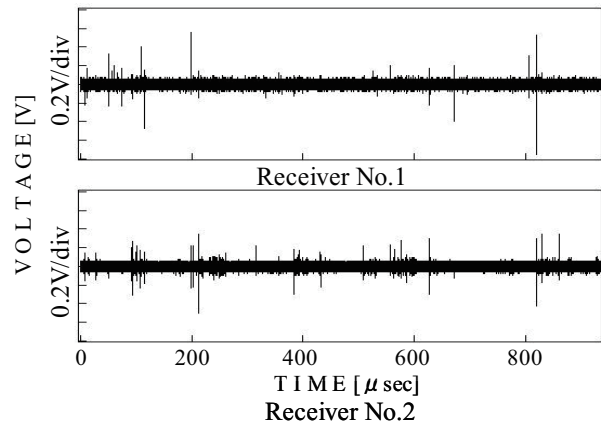


図5. 観測波形

図5において断続したパルス状の応答がみられる。2つの受信系にほぼ同時に観測されている応答は、当然ながらターゲットに近く設置した受信系 No.1の方がNo.2より信号が早く出ている。

ただし、片方の受信系にしか現れていない応答もみられる。これはパルス性雑音の混入やマルチパスが原因だと考えられる。

信号のレベルの違いについては、メカニズムが解明されていないので不明である。

7. 遅延時間の実験値と理論値との比較

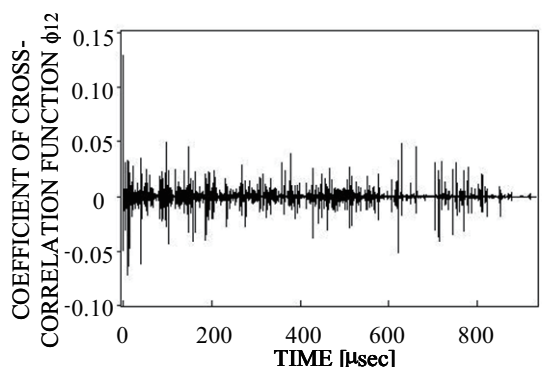
実験による観測結果から2つの受信波形の時間差を求める。本実験のデータは離散値であり、式(3)を離散値で表現すると式(5)となる。ただし、 N はデータの点数であり、受信波形各々の自己相関関数によ

り正規化されている。

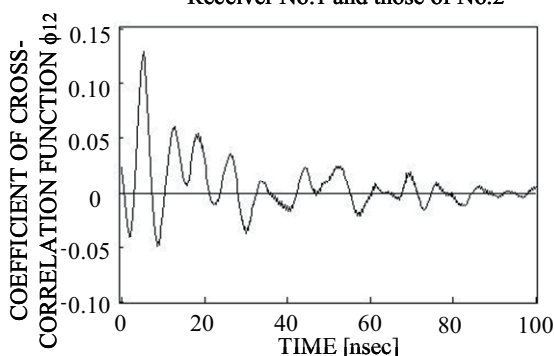
$$\phi_{12}[\tau] = \frac{\sum_{k=1}^N f_1[t]f_2[t+\tau]}{\sqrt{\sum_{k=1}^N f_1^2[0]}\sqrt{\sum_{k=1}^N f_2^2[0]}} \quad (5)$$

式(5)を図5に適用する前に、熱雑音が2波形の相関に影響を与えないよう、熱雑音を0にする。今回はそのしきい値を±80mVとする。

熱雑音を差し引いたあと、式(5)より求めた相互相関関数 $\phi_{12}(\tau)$ を求める。計算結果を図6に示す。



(a) The correlation between the signals of Receiver No.1 and those of No.2



(b) Expansion from 0 nsec to 100 nsec in Fig-(a)

図6. 受信波形の相互相関関数

図6より、相互相関関数の相関係数はピーク値で0.13程度である。2つの受信波形の相関は低い、その他の相関係数は0.05程度以下であり、ピークを与える時間差 τ は十分一意的に判別可能である。

表3に相互相関関数のピークを与える時間差 τ の理論値と実験値を示す。

表3. 相互相関関数による時間差

	時間差 τ [nsec]
実験値	5.25
理論値	5.00

次に、受信系 No.1 と No.2 の回路内を波が伝達する速度の誤差を調べる。図3のアンテナ以外のLNA以降(本実験の場合はアッテネータを装着している)に2GHzのCW波を同時に入れる。得られた受信波形に対して同様に相関を取り、2つの受信系の伝播時間差を求める。

その結果、受信系 No.1 に対する No.2 の伝播時間差は1.00nsecであった。これにより、時間差の理論値は(電波の到来時間差5.00nsec) + (受信系内の伝播時間差1.00nsec) = 6.00nsecと修正される。これにより、実験値と理論値の差は0.75nsecとなる。この誤差の原因としては以下のことが考えられる。

- ・実験におけるアンテナ配置の距離、角度の測定誤差
- ・局部発振器から入力される波の位相差による受信波形の変形
- ・アンテナによる受信系の回路誤差
- ・雑音の混入
- ・マルチパス

8. 宇宙機への適応性

本節では、デブリ衝突検出系を国際宇宙ステーション(ISS)に適用することを考える。

デブリ衝突検出部位は、乗組員が滞在する居住・実験モジュールとする。図7はISSの簡易モデルであり、太陽電池パネル等を省いている。灰色部分が居住・実験モジュールである。

低利得アンテナをトラスの両端に各々2つずつ設置する。

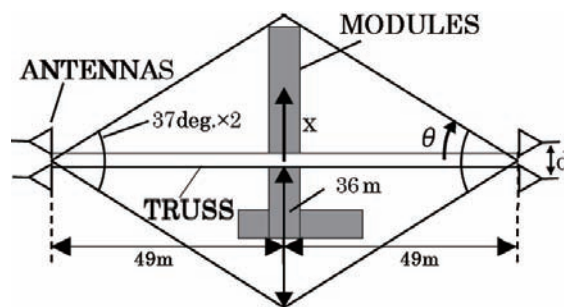


図7. アンテナによる受信範囲

次に、位置検出法の適応性を考える。位置検出の誤差要因は以下のことが考えられる。

1. 時間差 τ の測定誤差
2. 記録装置のサンプリング周波数による分解能
3. アンテナの個数に伴う相関関数の精度変化

本節では、1について検討する。本実験結果の誤差が解析モデルの位置検出に及ぼす誤差を考察する。

アンテナ間距離 d を変化させたとき、時間差 τ に対する図7の衝突位置 x を図8に示す。図8のアンテナ間距離1.5mは実験で用いた値であり、1.9mは式(4)より算出した解析モデルにおける到来波が同一の平面波とみなせる境界である。到来波を平面波として扱うので、解析が容易である。5.0mは2つのアンテナへの到来波が各々独立な球面波と見るべき大きいアンテナ間距離である。2球面波だとすると、演算量の増加や2つの到来波が同一波源と見なせるかという問題が出てくる。

時間差 τ は記録装置のサンプリング周波数が4GHzであるため0.25nsecごとの時間分解能となる。

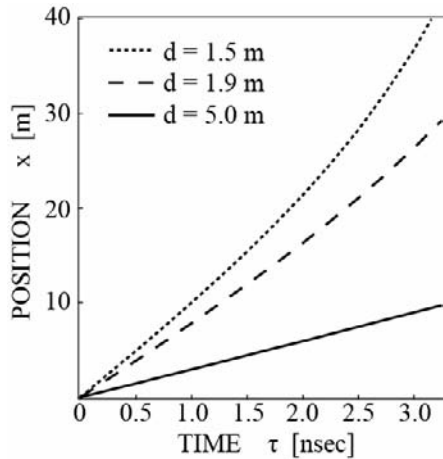


図 8. 時間差 τ と衝突位置 x の関係

図 8 よりアンテナ間距離 d を大きくするにつれて時間差 τ に対する衝突位置 x の変化の割合が小さくなる。これはアンテナ間距離 d を大きくするにつれ、時間差 τ の誤差が推定される衝突位置 x に与える誤差が小さくなることを意味する。

次に、時間差 τ に実験結果である 0.75nsec の誤差 $\Delta\tau$ が生じた場合を考える。時間差 τ に対する推定衝突位置 x はそれぞれのアンテナ間距離 d に対して図 9 のようになる。

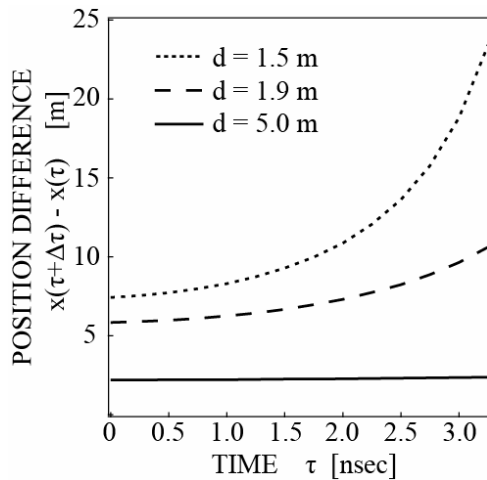


図 9. 推定衝突位置 x の誤差
(時間差 τ に誤差 $\Delta\tau=0.75\text{nsec}$ が生じたとき)

図 9 より、アンテナ間距離を 1.9m 以下にすると、誤差が大きくなる。 $d=1.9\text{m}$ の場合、 $\tau=0$ でも推定される衝突位置に 5.8m の誤差を生じる。さらに、時間差が大きくなるにつれ、衝突位置の推定誤差が大きくなる。

アンテナ間距離を 1.9m より大きくすると、衝突位置の推定精度を高くすることができる。特に 5.0m では衝突位置の誤差は 2.2m であり、時間差が大きくなっても、推定誤差はほぼ一定である。

本解析における衝突位置 x の最大値が 36m から (図 7)、誤差 2.2m での位置検出は精度が高いと言える。これにより、デブリが ISS のどのモジュール

に衝突したかを判別でき、乗組員に警告を出すことが可能である。

このデブリ衝突検出システムは、マイクロ波帯を用いることで、受信系(記録装置を除く)が $20\times 30\times 10\text{cm}$ 、アンテナ 1 つが $30\times 7\text{cm}$ と ISS の大きさに対して十分小型である。よって、十分実用性があると考ええる。

9. まとめ

(1)超高速衝突により発生するマイクロ波をアンテナ 2 素子で観測し、相互相関関数を用いたデブリ衝突位置検出方法を提案した。

(2)実験を行い、受信波形の相互相関関数を算出した。熱雑音を引いて相関を取ることで、その時間差を一意的に推定することは十分可能であり、その有効性を確認した。

(3)時間差の理論値と実験値を比較したところ、その誤差は 0.75nsec であった。

(4)実験結果を基に、ISS におけるデブリ衝突検出系の誤差について検討した。アンテナ間距離が 1.9m のとき、推定衝突位置に 5.8m の誤差が生じる。また、アンテナ間距離を 5.0m にすると、推定衝突位置は 2.2m の誤差となる。

(5)到来波が 2 つの球面波となると、演算量が増える。しかし、受信系やアンテナが小型であることもふまえて、このシステムは ISS のデブリ衝突検出に対して十分実用性があると考えられる。

(6)今後、実験時の対策として、アンテナ配置における測定法の検討、局部発振器による入力波の位相変化の較正、アンテナを含めた受信系の較正、雑音環境の改善、をする必要がある。

参考文献

- [1] 狼嘉彰ほか, 宇宙ステーション入門, 東京大学出版会, 2002.
- [2] T. Schildknecht, U. Hugentobler and M. Ploner, Optical surveys of space debris in GEO, *Adv. Space Res.*, vol.23, no.1, pp.45-54, 1999.
- [3] T.W. Thompson and R.M. Goldstein, Radar detection of centimeter-sized orbital debris: preliminary Arecibo observations at 12.5-cm wavelength, *Geophys. Res. Lett.*,
- [4] T. Takano, Y. Murotani, K. Maki, T. Toda, A. Fujiwara, S. Hasegawa, A. Yamori and H. Yano, Microwave emission due to hypervelocity impacts and its correlation with mechanical destruction, *J. Appl. Phys.*, vol.92, no.9, pp.5550-5554, Nov. 2002.
- [5] E. Soma, K. Ishii, K. Maki, T. Takano, A. Yamori, "Proposal of an Impact Detector of Space Debris via Microwave", International Symposium on Space Technology and Science, 2004-r-09, Miyazaki, Japan, May 2004 (selected paper).
- [6] 高橋進一ほか, 信号理論の基礎, 実教出版株式会社, 2001.