

演習問題の解答

第 1 章

問 1 衛星通信が地上通信と比べてもつ利点と欠点を挙げ、具体例を示せ。

解答：

衛星通信が地上通信と比べてもつ利点は、地上通信（光ファイバー）は都市部で効率的だが、カバレッジが限定的なのに対して、衛星通信は地球全域をカバーする点である。特に、災害時などに地上通信インフラは大きく影響を受けるが、衛星通信は影響を受けずに通信サービスを提供できるメリットがある。地震で災害が発生し地上の通信インフラが使えなくなったときにも、衛星通信サービスにより通信が可能となる。さらには、ウクライナとロシアの戦争において、通信インフラが損壊し地上の通信サービスが使えなくなった状況においても Starlink の衛星端末が使われた例があり、衛星通信は非常時の通信に役立つ。一方で、衛星通信は遅延があり、降雨減衰などの環境影響を受けたり、デブリ問題、光害、および周波数干渉の課題を考慮する必要がある。

問 2 LEO 衛星と GEO 衛星の違いを通信遅延の観点から説明せよ。

解答：

GEO 衛星は軌道高度約 36 000 km の円軌道で地球の自転と一致し、常時地球の半球上から広範囲にアクセス可能であるが、伝搬距離により約 500 ms の遅延が発生しリアルタイムな低遅延のアプリケーションには不向きである。LEO 衛星では、常時広域カバレッジを可能とするには、多数の衛星で地上から常時可視となるコンステレーションを用いる必要があり、遅延の観点では、LEO 衛星では軌道高度が約数百キロで遅延が約 20~50 ms と大幅に改善し、地上通信に近いサービスを実現でき、低遅延のアプリケーションに向いている。ネットワークの通信品質の観点では、GEO 衛星は衛星の切替えが少ないのでネットワークのジッタが小さいが、LEO 衛星では衛星の位置関係がダイナミックに変化するため、通信路の切替えが多く生じネットワークのジッタが大きくなる。

問 3 Starlink が提供する通信サービスの仕組みと課題について説明せよ。

解答：

Starlink は、SpaceX 社が運用する LEO 衛星コンステレーションによるブロードバンド通信サービスであり、高度約 550 km 前後の LEO に数千機規模の小型通信衛星を配置し、地球全体を網目状にカバーし、伝搬遅延が小さいことが大きな特徴である。ユーザ端末には、電子走査型（フェーズドアレイアンテナ）を用いて機械的な追尾をしなくても簡易に設置が可能で、自動で衛星と通信が可能となっている。衛星間リンクには、大容量の光通信が用いられており、地上ゲートウェイを経由せずに宇宙空間内でデータを中継できる。ユーザ端末から Starlink 衛星経由で、既存のインターネットに IP 接続が地球上どこからでも可能となる。一方で、Ku 帯・Ka 帯など高周波数帯を利用しているため、他の衛星通信システムや地上無線システムとの周波数共存が課題となっており、衛星数増大によるスペースデブリ（宇宙ごみ）増加や衝突リスクが懸念され宇宙環境問題が課題となっている。また、衛星の位置が常に変

化するためハンドオーバーが頻発し、利用者密度が高い地域では帯域逼迫により通信速度が低下する可能性があり、さらに天候（降雨減衰）による影響も受けるため、サービス品質の安定化に課題がある。多数の衛星を運用しなくてはならず、ユーザ端末が比較的高価となっており、端末・運用コストの課題も大きい。国境を越えて通信を提供できるため、各国の通信政策との摩擦や軍事・デュアルユース利用に対する懸念もあり、安全保障・ガバナンス上の課題がある。

問4 NTN が期待される理由を説明せよ。

解答：

非地上系ネットワーク（NTN：Non-Terrestrial Networks）は、地上と宇宙をシームレスにつなぐ通信インフラの一部となりつつある。海上、山間部や上空などの地上通信網が整備されていないデジタルデバインドエリアへの通信サービスで地域の情報格差を縮小し、シームレスな接続でカバレッジエリアの拡張性・広域性があり、同報性やマルチアクセス性を有した強みがある。このような NTN により拡張される領域では、宇宙・月や水中への通信、遠隔地の基地局や可搬基地局へのバックホール回線、ドローンや空飛ぶクルマなどのエアモビリティ、コネクテッドカーへの通信、航空機・船舶への大容量通信、フリートマネジメントなどの IoT など、様々な利用が期待されている。一方で、地上の通信が既に存在する領域においては、災害時に地上通信インフラが破壊された場合でも、衛星通信は即時の通信提供が可能であり、緊急通信手段として災害時のバックアップ回線として機能する。平時は地上系のデータオフロード回線やイベントなど、一時的な需要増への回線提供などが挙げられる。さらに、安全保障やセキュリティ面として、安全な通信手段として軍事や国家安全保障に利用され、地球観測のための不可欠な技術である。

問5 宇宙利用への民間企業などの参入が加速した理由を説明せよ。

解答：

世界のロケット打上げ数は、年々増加傾向であり、ロケット打上げ数の増加にともない、2000年代まで打上げ費用が約 10 000 USD/kg だったのが約 1 500 USD/kg まで低下してきている。また、一度のロケット打上げで複数機の衛星が打ち上げられるようになり、多くの衛星が打ち上げられることから、打上げシェアによるユーザあたりの小型衛星などの打上げコストのハードルもさらに下がり、民間企業などの参入が加速して宇宙へのアクセスが拡大している。

第2章

問1 放送衛星と通信衛星の違いを説明し、それぞれの利点と欠点を挙げよ。

解答：

放送衛星とは、不特定多数の受信者に対して同一の情報を一方向に送信する衛星である。主としてテレビ放送やラジオ放送などの大容量コンテンツ配信に用いられる。通信形態は基本的に一対多（ブロードキャスト型）の片方向通信であり、利用者側は受信専用設備を備える。

・利点

一度の送信で広範囲の多数受信者に同時配信できるため周波数利用効率が高いこと、地理的条件に依らず広域一斉サービスが可能であること、受信設備が比較的簡易であることが挙げられる。

・欠点

双方向通信が困難でインタラクティブ性に乏しいこと、個別最適化されたサービス提供が難しいこと、大電力送信が必要で衛星の電力消費が大きいことである。

通信衛星とは、地上局間の情報を中継し、特定の利用者同士が双方向通信を行うための衛星である。通信形態は一对一または多対多であり、電話、データ通信、インターネット接続など多様な用途に用いられる。

・利点

双方向通信が可能であること、個別通信や回線交換・パケット通信など柔軟なネットワーク構成が可能であること、離島・山間部・海上など地上インフラが未整備な地域でも通信が可能であることが挙げられる。

・欠点

利用者数の増加にともない周波数やトラフィック容量の制約を受けること、地上局設備が比較的高価であること、静止衛星利用時には伝搬遅延が大きいことである。

以上より、放送衛星は「広域・一方向・大量同報」に適し、通信衛星は「双方向・個別通信・ネットワーク型通信」に適するという点に本質的な違いがある。用途に応じてそれぞれの特性を活かした利用がなされている。

問2 衛星の軌道高度が静止衛星となるときの、衛星の速度を求めよ。

解答：

静止衛星とは、地球の自転周期と同じ周期で地球の赤道上空を公転する人工衛星であり、地上から見ると常に同じ位置に静止して見える衛星である。衛星の軌道周期が1恒星日（86 164.091 秒）の場合には、衛星が地球の自転と同期して周回することになる。周期と半径の関係は、円周を回る速度で割ればよいから、

$$T = \frac{2\pi r}{v} \quad (\text{問 2.2.1})$$

である。衛星速度は、

$$v = \frac{2\pi r}{T} \quad (\text{問 2.2.2})$$

$$v = \frac{2\pi \times 42\,164.170 \text{ [km]}}{86\,164.091 \text{ [s]}} = 3.075 \text{ [km/s]} \quad (\text{問 2.2.3})$$

よって、速度は 3.075 [km/s] となる。

問3 衛星の軌道高度が 600 km となるときの、衛星の軌道周期を求めよ。また、そのとき地球を 1 日で何周回するかを示せ。

解答：

軌道高度 $h = 600$ km の円軌道を考える。

地球半径は、

$$R_E = 6\,378.137 \text{ [km]} \quad (\text{問 2.3.1})$$

より、軌道半径 r は、

$$r = R_E + h = 6\,378.137 + 600 = 6\,978.137 \text{ [km]} \quad (\text{問 2.3.2})$$

となる。衛星の速度は、

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (\text{問 2.3.3})$$

であるから、以下の定数を用いると、

$$\mu = 398\,600.44 \text{ [km}^3/\text{s}^2] \quad (\text{問 2.3.4})$$

衛星の速度は次式で計算できる。

$$v = \sqrt{\frac{398\,600.44}{6\,978.137}} = 7.558 \text{ [km/s]} \quad (\text{問 2.3.5})$$

よって周期は、

$$T = \frac{2\pi r}{v} \quad (\text{問 2.3.6})$$

であるため、

$$T = \frac{2\pi \times 6\,978.137}{7.558} = 5\,801.231 \text{ [s]} \quad (\text{問 2.3.7})$$

となる。これを分に直すと、96.69 分が得られる。

ゆえに、衛星の軌道周期は、96.69 分となる。

また、1 日 ($24 \times 60 \times 60 = 86\,400$ 秒) あたりの周回数 N は

$$N = \frac{24 \times 60 \times 60}{5\,801.231} = 14.893 \quad (\text{問 2.3.8})$$

したがって、1 日あたり約 15 回周回する。

問4 静止軌道 (GEO)、中高度軌道 (MEO)、低高度軌道 (LEO) の違いを、通信遅延・カバレッジ・コストの観点から比較せよ。また、それぞれが最適とされる用途を具体的に挙げよ。

解答：

人工衛星の軌道は主に静止軌道 (GEO)、中高度軌道 (MEO)、低高度軌道 (LEO) に分類される。それぞれ通信遅延、カバレッジ、コストの観点で特徴が異なる。

静止軌道 (GEO)：

静止軌道は高度約 35 786 km の赤道上空に位置し、地球の自転と同期して周回する軌道である。特徴としては以下の点がある。

- ・通信遅延

高度が高いため往復伝搬遅延は約 240～280 ms 程度となり、リアルタイム性が要求される通信には不利である。

- ・カバレッジ

1 機で地球の約 3 分の 1 をカバーでき、広域サービスに適する。少数衛星で全球サービスが可能である。

- ・コスト

衛星 1 機あたりの製造・打上げ費用は高いが、必要衛星数は少なくて済む。

- ・最適用途

衛星放送、広域データ中継、固定衛星通信、気象観測などがある。

中高度軌道（MEO）：

中高度軌道は高度約 5 000～20 000 km 程度の軌道である。特徴としては以下が挙げられる。

- ・通信遅延

GEO より短く、LEO より長い。往復遅延はおおよそ 100 ms 前後である。

- ・カバレッジ

1 機あたりのカバー範囲は LEO より広く、GEO より狭い。全球サービスには十数機以上が必要。

- ・コスト

GEO より衛星数は多いが、LEO よりは少ない。コストは中程度。

- ・最適用途

衛星測位システム（GPS、GNSS）、中遅延を許容する通信サービスなどがある。

低高度軌道（LEO）：

低高度軌道は高度約 500～1 500 km 程度の軌道である。代表例として Starlink がある。特徴としては以下が挙げられる。

- ・通信遅延

高度が低いため往復遅延は数十 ms と小さく、地上ネットワークに近い特性をもつ。

- ・カバレッジ

1 機あたりのカバー範囲が狭いため、多数衛星によるコンステレーションが必要。

- ・コスト

衛星 1 機あたりは小型で安価だが、多数打上げが必要でシステム全体の構築・運用は複雑。

- ・最適用途

低遅延ブロードバンド通信、IoT 通信、移動体通信、地球観測などがある。

表答 2.4 GEO, MEO, LEO の総合比較

項目	GEO	MEO	LEO
通信遅延	大	中	小
カバレッジ	非常に広い（少数機）	中	狭い（多数機必要）
システム構成	単純	中程度	複雑
適用分野	放送・広域固定通信	測位・中遅延通信	低遅延通信・観測

以上より、GEO は広域同報型サービス、MEO は測位など全球均質サービス、LEO は低遅延・高容量通信に適しており、用途に応じた軌道選択が重要である。

問 5 LEO コンステレーション技術の利点と課題を述べよ。また、LEO 衛星コンステレーションの事例として、Starlink がどのような技術を使用しているか説明せよ。

解答：

LEO コンステレーションとは、高度約 500～1 500 km の低高度軌道に多数の衛星を配置し、協調動作させることで広域通信サービスを実現する方式である。

LEO コンステレーション技術の利点：

- ・低遅延通信
軌道高度が低いため伝搬距離が短く、往復遅延は数十 ms 程度となる。これは静止軌道（GEO）に比べ大幅に小さい。
- ・高スループット化
周波数の空間再利用が可能であり、多数のスポットビームを用いることでシステム全体の通信容量を向上できる。
- ・全球カバレッジ
多数衛星を配置することで極域を含む全球サービスが可能である。
- ・冗長性の向上
多数衛星構成のため、一部衛星に障害が発生しても全体サービスへの影響が限定的である。

LEO コンステレーションの課題：

- ・多数衛星の運用管理
数百～数千機規模の衛星を管理するため、高度な軌道制御・ネットワーク制御技術が必要である。
- ・ハンドオーバー制御
衛星が高速で移動するため、ユーザ端末は頻繁に衛星およびスポットビームの切替（ハンドオーバー）を行う必要がある。
- ・周波数・干渉問題
大規模コンステレーションでは他衛星系や地上系との周波数共存が課題となる。
- ・宇宙デブリ問題

衛星数増加により衝突リスクやデブリ増加が懸念される。

- ・システム構築コスト

個々の衛星は小型化・量産化されるが、多数打上げが必要であり初期投資は大きい。

LEO 衛星コンステレーションの事例：

Starlink は、米国の SpaceX が構築している大規模 LEO 通信コンステレーションである。Starlink が採用している主な技術は以下のとおりである。

- ・フェーズドアレイアンテナ

電子走査により高速ビーム制御を行い、衛星移動に追従した通信を実現している。

- ・多数スポットビームによる周波数再利用

高周波数帯（Ku 帯・Ka 帯）を利用し、高スループット通信を実現している。

- ・光衛星間リンク（ISL）

光通信による衛星間接続を用いて宇宙空間内でメッシュネットワークを構成し、地上ゲートウェイへの依存を低減している。

- ・大量生産・再使用型ロケットによる低コスト打上げ

自社の再使用型ロケットを活用し、衛星の量産と打上げコスト低減を図っている。

- ・自律的軌道制御

衝突回避を含む自律的な軌道維持制御を行っている。

LEO コンステレーションは低遅延・高容量・全球カバレッジという大きな利点を有する一方、多数衛星の運用制御や干渉管理、宇宙環境問題などの課題を抱える。Starlink はフェーズドアレイ技術や光衛星間リンクなどの先進技術を活用し、これら課題の克服と大規模商用サービスの実現を図っている。

第3章

問1 三つのベクトル積が以下となることを証明せよ。

$$A \times (B \times C) = B \cdot (A \cdot C) - C \cdot (A \cdot B)$$

解答：

左辺を D とすると、式 (3-22) より、 D の x 成分は、

$$\begin{aligned} D_x &= A_y \times (B \times C)_z - A_z (B \times C)_y \\ &= A_y (B_x C_y - B_y C_x) - A_z (B_z C_x - B_x C_z) \\ &= A_y B_x C_y - A_y B_y C_x - A_z B_z C_x + A_z B_x C_z \end{aligned} \quad (\text{問 3.1.1})$$

ここで、 $+A_x B_x C_x - A_x B_x C_x$ を加えると、

$$\begin{aligned} D_x &= A_y B_x C_y - A_y B_y C_x - A_z B_z C_x + A_z B_x C_z + A_x B_x C_x - A_x B_x C_x \\ &= B_x (A_x C_x + A_y C_y + A_z C_z) - C_x (A_x B_x + A_y B_y + A_z B_z) \\ &= B_x \times (A \cdot C) - C_x (A \cdot B) \end{aligned} \quad (\text{問 3.1.2})$$

同様に、 D_y と D_z も計算でき、式 (問 3.1.2) で x が y, z に置き換わる形になり、

$$D_y = B_y \times (A \cdot C) - C_y (A \cdot B) \quad (\text{問 3.1.3})$$

$$D_z = B_z \times (A \cdot C) - C_z (A \cdot B) \quad (\text{問 3.1.4})$$

が同様に成り立つ。すなわち、与えられた式が成立する。

問2 「スカラー場の勾配はベクトルである」ことを証明せよ。

解答：

スカラー場 φ の勾配 $\delta\varphi$ を考えると、

$$\delta\varphi = \frac{\partial\varphi}{\partial x} dx + \frac{\partial\varphi}{\partial y} dy + \frac{\partial\varphi}{\partial z} dz \quad (\text{問 3.2.1})$$

図答 3.1 (a) に示すような微小区間 ds での勾配の変位は、

$$\begin{aligned} \frac{\partial\varphi}{\partial s} &= \frac{\partial\varphi}{\partial x} \frac{dx}{ds} + \frac{\partial\varphi}{\partial y} \frac{dy}{ds} + \frac{\partial\varphi}{\partial z} \frac{dz}{ds} \\ &= \frac{\partial\varphi}{\partial x} \cos(s, x) + \frac{\partial\varphi}{\partial y} \cos(s, y) + \frac{\partial\varphi}{\partial z} \cos(s, z) \end{aligned} \quad (\text{問 3.2.2})$$

ここで、式 (問 3.2.2) は式 (3.8) のベクトル基本式と同様の形をしている。したがって、 $\nabla\varphi$ はベクトルで、 $\nabla\varphi = \mathbf{A}$ と表してよい。

また、図答 3.1 (b) に示すような線積分を考えると、

$$\int_1^2 \mathbf{A}_s ds = \int_1^2 \frac{\delta\varphi}{ds} ds = \varphi(2) - \varphi(1) \quad (\text{問 3.2.3})$$

これは、1 から 2 に行くとき、また 2 から 1 に行くときの増加量であり、

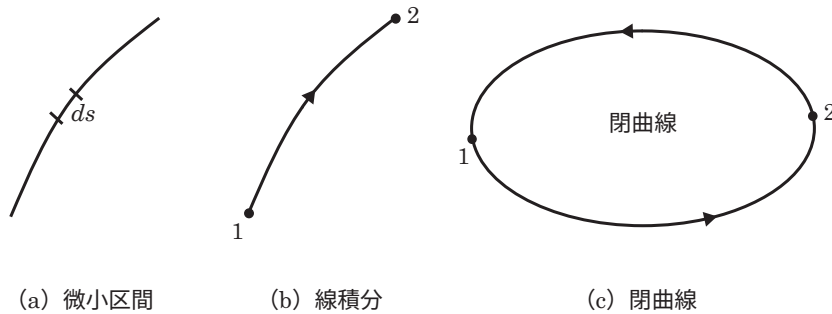
$$\int_1^2 \mathbf{A}_s ds = \varphi(2) - \varphi(1) \quad (\text{問 3.2.4})$$

$$\int_2^1 \mathbf{A}_s ds = \varphi(1) - \varphi(2) \quad (\text{問 3.2.5})$$

したがって、図答 3.1 (c) の閉曲線の場合には、

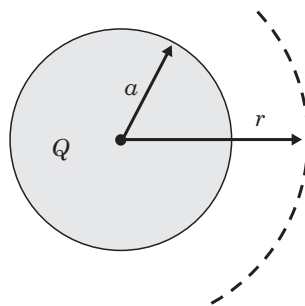
$$\oint \mathbf{A}_s ds = \oint \frac{\delta\varphi}{ds} ds = 0 \quad (\text{問 3.2.6})$$

となり、渦のない場を表している。ゆえに、「渦のないベクトル場を $\mathbf{A}$ とすると、 $\mathbf{A}$ は $\nabla\varphi = \mathbf{A}$ と表される (スカラーの勾配の場である)」。



図答 3.1 微小区間 ds と線積分および閉曲線の説明

問3 導体の静電反応を考える。図問3.1に示すように、電荷 Q [C] に帯電した半径 a の金属球がある場合に、半径 r 方向の電位を求めよ。



図問3.1 帯電した金属球

解答：

電場の湧き出しより、式 (3.59) を用いると、

$$\epsilon_0 \int_v \text{div } \mathbf{E} \cdot dv = \epsilon_0 \int_S \mathbf{E}_n \cdot dS = Q \quad (\text{問 3.3.1})$$

また、球体では電場の方向が球面と垂直となるため $\mathbf{E}_n = \mathbf{E}_r$ であるから、

$$\epsilon_0 \mathbf{E}_r 4\pi r^2 = Q \quad (\text{問 3.3.2})$$

ここで、 Q は全表面電荷である。半径 r 方向の電場は、

$$\mathbf{E}_r = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{Q}{r^2} \quad (\text{問 3.3.3})$$

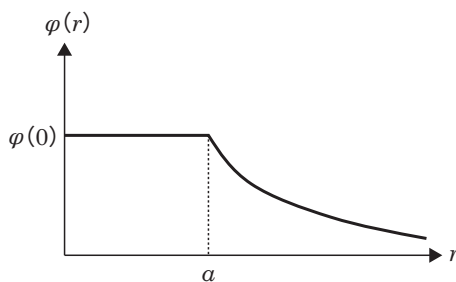
ゆえに、電位 φ は、

$$\begin{aligned} \varphi &= \int_0^r \mathbf{E}_r \cdot dr \\ &= \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{Q}{r} + \text{constant} \end{aligned} \quad (\text{問 3.3.4})$$

ここで、 $r \rightarrow \infty$ で $\varphi \rightarrow 0$ より、 $\text{constant} = 0$ となる。また、 $r = a$ のとき、

$$\varphi(a) = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{Q}{a} \quad (\text{問 3.3.5})$$

となる。導体中は同電位となることから、 $\varphi(0) = \varphi(a)$ となり、図答3.2に示したようになる。



図答 3.2 帯電した金属球の電位

問 4 無限長導線電流の回りの磁場について、電流 I が一方向に流れているときの半径 a の点の磁場を求めよ。

解答：

(1) アンペアの法則による解法

$$\oint \mathbf{H}_s ds = H \oint_0^{2\pi} ds = 2\pi a H = I \quad (\text{問 3.4.1})$$

ゆえに、

$$H = \frac{I}{2\pi a} \quad (\text{問 3.4.2})$$

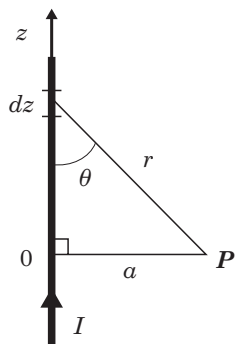
(2) ビオ・サバルの法則による解法

図答 3.3 と式 (3.65) より、

$$d\mathbf{H} = \frac{I \sin \theta}{4\pi r^2} dz = \frac{Ia}{4\pi r^3} dz \quad (\text{問 3.4.3})$$

ゆえに、

$$\begin{aligned} H &= \frac{Ia}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{dz}{(z^2 + a^2)^{3/2}} \\ &= \frac{Ia}{4\pi} \left[\frac{z}{a^2(z^2 + a^2)^{1/2}} \right]_{-\infty}^{\infty} \\ &= \frac{I}{2\pi} \quad (\text{問 3.4.4}) \end{aligned}$$



図答 3.3 無限長導線電流の回りの磁場

(3) ベクトルポテンシャルによる解法

図答 3.4 と式 (3.68) を用いて、先ず長さ $2l$ ($-l \sim l$) までの積分を考えると、 $\mathbf{B}$ のベクトルポテンシャル $\mathbf{A}$ は、 $r = \sqrt{(z^2 + a^2)}$ として、

$$\mathbf{A} = \frac{\mu_0 I}{4\pi} \int_{-l}^l \frac{d\mathbf{l}}{\sqrt{(z^2 + a^2)}} \quad (\text{問 3.4.5})$$

ここで、 $\eta = z/a$, $\eta_1 = l/a$ とすると、

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \frac{\mu_0 I}{4\pi} \int_{-\eta_1 l}^{\eta_1} \frac{d\eta}{\sqrt{(1 + \eta^2)}} \\ &= \frac{\mu_0 I}{2\pi} \log (\eta_1 + \sqrt{1 + \eta_1^2}) \end{aligned} \quad (\text{問 3.4.6})$$

が得られ、

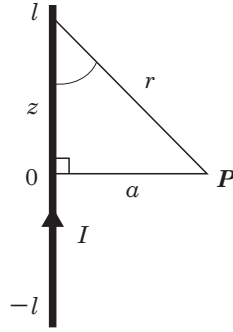
$$\mu_0 \mathbf{H} = \mathbf{B} = (\text{rot} \mathbf{A})_\phi = \frac{\partial \mathbf{A}_a}{\partial z} - \frac{\partial \mathbf{A}_z}{\partial a} = \frac{\eta}{a} \frac{\partial \mathbf{A}_z}{\partial \eta} \quad (\text{問 3.4.7})$$

ここで、 $\partial \mathbf{A}_a / \partial z = 0$ となり、 $\mathbf{A} = \mathbf{A}_z$ であるので、

$$\begin{aligned} \mu_0 \mathbf{H} &= \frac{\mu_0 I}{2\pi} \frac{\eta_1}{a} \frac{1}{\eta_1 + \sqrt{1 + \eta_1^2}} \left(1 + \frac{\eta_1}{1 + \sqrt{1 + \eta_1^2}} \right) \\ &= \frac{\mu_0 I}{2\pi} (l \rightarrow \infty) \end{aligned} \quad (\text{問 3.4.8})$$

ゆえに、

$$H = \frac{I}{2\pi a} \quad (\text{問 3.4.9})$$



図答 3.4 無限長導線電流の回りの磁場

問 5 誘電率, 透磁率の異なる媒質の境界面での反射と透過について, 電磁波が媒質 1 (ϵ_1, μ_1) から垂直に媒質 2 (ϵ_2, μ_2) に入射した場合の反射率と透過率を求めよ.

解答:

電場と磁場の入射波の成分を E_x, H_y , 反射波を E_y', H_y' , 屈折波を E_y'', H_y'' とすると, 図答 3.5 により電場は,

$$\begin{cases} E_x = E_0 e^{j\omega(t - \frac{z}{v_1})} \\ E_x' = E_0' e^{j\omega(t + \frac{z}{v_1})} \\ E_x'' = E_0'' e^{j\omega(t - \frac{z}{v_2})} \end{cases} \quad (\text{問 3.5.1})$$

ここで, 式 (3.104) より,

$$v_1 = \frac{1}{\sqrt{\mu_1 \epsilon_1}}, v_2 = \frac{1}{\sqrt{\mu_2 \epsilon_2}} \quad (\text{問 3.5.2})$$

となる. マクスウェル方程式の第 1 式と第 2 式より磁場は,

$$H_y = \sqrt{\frac{\epsilon_1}{\mu_1}} E_x, H_y' = -\sqrt{\frac{\epsilon_1}{\mu_1}} E_x', H_y'' = \sqrt{\frac{\epsilon_2}{\mu_2}} E_x'' \quad (\text{問 3.5.3})$$

となり, マイナスは反対方向に進むことを意味する. E_x と H_y は境界面で連続なので,

$$E_0 + E_0' = E_0'', \sqrt{\frac{\epsilon_1}{\mu_1}} (E_0 - E_0') = \sqrt{\frac{\epsilon_2}{\mu_2}} E_0'' \quad (\text{問 3.5.4})$$

E_0'' を消去すると,

$$\left(\sqrt{\frac{\epsilon_1}{\mu_1}} - \sqrt{\frac{\epsilon_2}{\mu_2}} \right) E_0 = \left(\sqrt{\frac{\epsilon_1}{\mu_1}} + \sqrt{\frac{\epsilon_2}{\mu_2}} \right) E_0' \quad (\text{問 3.5.5})$$

ゆえに, 反射率 R は次式で得られる.

$$R = \left(\frac{E_0'}{E_0} \right)^2 = \frac{(\sqrt{\epsilon_1/\mu_1} - \sqrt{\epsilon_2/\mu_2})^2}{(\sqrt{\epsilon_1/\mu_1} + \sqrt{\epsilon_2/\mu_2})^2} \quad (\text{問 3.5.6})$$

垂直入射のため透過率 T は,

$$T = \sqrt{\frac{\mu_1 \varepsilon_2}{\varepsilon_1 \mu_2}} \left(\frac{E_0''}{E_0} \right)^2 \quad (\text{問 3.5.7})$$

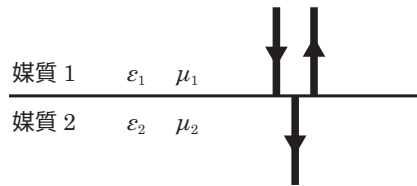
境界条件の上式よりを消去すると,

$$2\sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\mu_1}} E_0 = \left(\sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\mu_1}} + \sqrt{\frac{\varepsilon_2}{\mu_2}} \right) E_0'' \quad (\text{問 3.5.8})$$

ゆえに,

$$T = \frac{4\sqrt{\varepsilon_1/\mu_1}\sqrt{\varepsilon_2/\mu_2}}{(\sqrt{\varepsilon_1/\mu_1} + \sqrt{\varepsilon_2/\mu_2})^2} \quad (\text{問 3.5.9})$$

となる.



図答 3.5 異なる媒質の境界面の反射と透過

第 4 章

問 1 地上での典型的な以下の条件のとき, レイノルズ数を求めよ. また, これはどのような擾乱か?

地上での典型値:

- ・ 特性風速: $V_c \sim 1 \sim 5 \text{ m/s}$
- ・ 特性スケールサイズ: $l \sim 2 \text{ m}$
- ・ 動粘度: $\nu_k \sim 0.15 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$

解答:

レイノルズ数より,

$$Re = V_c l / \nu_k = 1 \times 2 / 0.15 \times 10^{-4} = 1.3 \times 10^5 \quad (\text{問 4.1.1})$$

したがって, 非常に強い擾乱になる.

乱流と層流に変わる境を臨界レイノルズ数という.

- ・ 円管内の流れでは $2000 \sim 4000$ (約 2300 が臨界レイノルズ数)
- ・ 一様流中の平板表面では 500000 程度
- ・ 空気中を飛行する飛行機の主翼でのレイノルズ数は $10^6 \sim 10^8$ 程度
- ・ 模型飛行機などのレイノルズ数は 10^5 以下で低レイノルズ数領域

問 2 距離 1 m 離れた大気の屈折率の変動が $n = 1.0002748$ の 6 桁目変動するとき C_n^2 のオーダーを求めよ.

解答:

$$\begin{aligned}
 D_n(\vec{r}_1, \vec{r}_2) &= E\{[n(\vec{r}_1) - n(\vec{r}_2)]^2\} = C_n^2 r^{2/3} \\
 &= E\{[1.000001 - 1.000002]^2\} \\
 &= E\{0.000001^2\} = 10^{-12} \quad (\text{問 4.2.1})
 \end{aligned}$$

$$E\{[n(\vec{r}_1) - n(\vec{r}_2)]^2\} = C_n^2 r^{2/3} = 10^{-12} \quad (\text{問 4.2.2})$$

$$C_n^2 1^{2/3} = 10^{-12} \quad (\text{問 4.2.3})$$

$$C_n^2 = 10^{-12} \quad (\text{問 4.2.4})$$

ゆえに、 C_n^2 は 10^{-12} となる。

問 3 Fried's による大気のコヒーレンス長は $0.8 \mu\text{m}$ から $1.0 \mu\text{m}$ に波長が変わったとき、何倍大気ゆらぎが緩和されるかを示せ。

解答：

Fried's による大気のコヒーレンス長の式は以下で与えられる。

$$r_0 = \left[0.425 k^2 \int_0^z C_n^2(h) dh \right]^{-3/5} \propto \lambda^{6/5} \quad (\text{問 4.3.1})$$

$\lambda^{6/5}$ に比例しているので、

$$r_{0-1.0}/r_{0-0.8} = \left(\frac{1.0}{0.8} \right)^{6/5} = 1.307 \quad (\text{問 4.3.2})$$

よって、コヒーレンス長は 1.3 倍に長くなり、大気ゆらぎは 1.3 倍緩和される。

問 4 波長 $0.86 \mu\text{m}$ のレーザが 1 km 水平伝搬したとき、シンチレーションインデックスを求めよ。ただし、屈折率の構造パラメータを以下とする。

・屈折率の構造パラメータ： $C_n^2 = 1.0 \times 10^{-14}$

解答：

以下の式を用いると、

$$\begin{aligned}
 \sigma_1^2 &= 1.23 C_n^2 k^{7/6} L^{11/6} \\
 &= 1.23 \times 1.0 \times 10^{-14} (2\pi/0.86e - 6)^{7/6} (1000)^{11/6} \\
 &= 0.396 \quad (\text{問 4.4.1})
 \end{aligned}$$

ゆえに、シンチレーションインデックスは、0.396 である。

問 5 波長 $1.06 \mu\text{m}$ のレーザが視程 5 [km] の大気中を 1 km 水平伝搬したとき、ミー散乱による透過率を求めよ。また、それを透過損失として dB で表せ。

解答：

以下の式を考えると、

$$\alpha_{SM} = \frac{3.91}{V} \left(\frac{\lambda_c}{0.55} \right)^{-0.585 V^{1/3}} \quad (\text{問 4.5.1})$$

この式に、各数値を代入すると、

$$\alpha_{SM} = \frac{3.91}{5} \left(\frac{1.06}{0.55} \right)^{-0.585 \times 5^{1/3}} = 0.406 \quad (\text{問 4.5.2})$$

よって、ミー減衰係数は 0.406 [dB/km] となり、これを透過率 τ に換算すると、

$$\tau_s = \exp(-0.406 \times 1 \text{ [km]}) = 0.667 \quad (\text{問 4.5.3})$$

ゆえに、透過率は 0.667 となる。

また、デシベルに換算すると、

$$10 \log(0.667) = -1.76 \quad (\text{問 4.5.4})$$

ゆえに、透過率は -1.76 [dB] となる。

第 5 章

問 1 直径 D の円形開口アンテナの近似的な利得を与える式は $G = \eta(\pi D/\lambda)^2$ で表される。ただし、 λ は波長、 η は開口能率である。これを用いて、周波数 2.5 [GHz]、アンテナ直径 30 [m]、開口能率 50 [%] のアンテナ利得の概算値を dBi で答えよ。

解答：

$$G = 0.5 \times (3.14 \times 30 \text{ 000} / (300/2.5))^2 = 3.081 \times 10^5 \quad (\text{問 5.1.1})$$

$$[G] = 10 \times \log_{10}(3.081 \times 10^5) = 54.88 \div 54.9 \text{ dBi} \quad (\text{問 5.1.2})$$

問 2 受信機入力端におけるシステム雑音温度 T_{sys} は、次式で与えられる。

$$T_{sys} = T_a' + T_{feed} + T_r = T_a/L_f + T_0(1 - 1/L_f) + (F - 1)T_0$$

ここで、 T_a はアンテナ雑音温度、 L_f は給電回路損失、 F は受信機雑音指数、 T_0 は周囲温度 (290 K) である。アンテナ雑音温度 $T_a = 310$ K、受信機 $F = 1.5$ dB、給電回路損失 $L_f = 1$ dB のときのシステム雑音温度を求めよ。

解答：

* F と L_f の値は dB 値で与えられているので、真数に戻してから計算する。

$$F = 10^{1.5/10} = 1.4125 \quad (\text{問 5.2.1})$$

$$L_f = 10^{1/10} = 1.259 \quad (\text{問 5.2.2})$$

$$\begin{aligned} T_{sys} &= 310/1.259 + 290 \times (1 - 1/1.259) + (1.4125 - 1) \times 290 \\ &= 425.51 \div 425.5 \quad (\text{問 5.2.3}) \end{aligned}$$

問 3 問 1 のアンテナを用い、衛星上で問 2 の受信機で受信した場合の受信アンテナの性能指数 G/T を dB/K の単位で求めよ。ただし、 $[G/T] = [G] - [L_f] - [T_{sys}]$ で表される。 $(G$ は受信アンテナの利得、 L_f は給電回路損失、 T_{sys} はシステム雑音温度、 $[]$ は dB 値を示す)

解答：

*すべて dB 値で計算するため、 T_{sys} も dB 値に変換する必要がある。

$$[T_{sys}] = 10 \log_{10}(T_{sys}) \quad (\text{問 5.3.1})$$

$$[G] = 54.9 \text{ dBi} \quad (\text{問 5.3.2})$$

$$[L_f] = 1 \text{ dB} \quad (\text{問 5.3.3})$$

$$[T_{sys}] = 10 \times \log_{10}(425.7) = 26.29 \quad (\text{問 5.3.4})$$

より,

$$[G/T] = [G] - [L_f] - [T_{sys}] \quad (\text{問 5.3.5})$$

$$[G/T] = 54.9 - 1 - 26.29 = 27.61 \approx 27.6 \text{ dB/K} \quad (\text{問 5.3.6})$$

問 4 送信 EIRP = 56.0 [dBm], 伝搬損 $L_s = 209.5$ [dB] (自由空間損とフェージング損などの和), 受信 $G/T = 20.0$ [dB/K] のとき, 回線品質 C/N_0 を求めよ. ただし, ボルツマン定数 $[k]$ の値は -198.6 [dBm/Hz · K] とする.

解答:

$$[C/N_0] = [\text{EIRP}] - [L_s] + [G/T] - [k] \quad (\text{問 5.4.1})$$

より,

$$[C/N_0] = 56.0 - 209.5 + 20.0 - (-198.6) = 65.1 \text{ [dBHz]} \quad (\text{問 5.4.2})$$

問 5 アップリンクの C/N_0 が $(C/N_0)_U = 65.0$ [dBHz], ダウンリンクの C/N_0 が $(C/N_0)_D = 55.0$ [dBHz] のとき, 総合 $(C/N_0)_T$ を求めよ.

解答:

$$\text{総合 } (C/N_0)_T \text{ は, } \frac{1}{(C/N_0)_T} = \frac{1}{(C/N_0)_U} + \frac{1}{(C/N_0)_D} \text{ で与えられる.}$$

* dB 値を真数に直してから調和平均をとり, さらに dB 値へ再変換すること. dB 変換を怠ると誤答になるので注意.

$$1/(C/N_0)_U = 1/10^{61.0/10} = 3.162 \times 10^{-7} \quad (\text{問 5.5.1})$$

$$1/(C/N_0)_D = 1/10^{51.0/10} = 3.162 \times 10^{-6} \quad (\text{問 5.5.2})$$

$$(C/N_0)_T = 1/(3.162 \times 10^{-7} + 3.162 \times 10^{-6}) = 2.874 \times 10^5 \quad (\text{問 5.5.3})$$

$$10 \log_{10} (2.874 \times 10^5) = 54.586 \approx 54.6 \text{ dBHz} \quad (\text{問 5.5.4})$$

問 6 所要 C/N_0 は, 以下の式で与えられる.

$$[C/N_0]_R = [E_b/N] + 10 \log_{10} (R) + [D_F]$$

ここで, 伝送速度 $R = 10$ [kbps], 固定劣化 $D_f = 0$ [dB], 所要 $E_b/N_0 = 6.7$ [dB] のとき, 所要 C/N_0 は 46.7 [dBHz] となることから, 問 5 で求めた総合 C/N_0 と, 所要 C/N_0 の値から, 回線マージンを求めよ.

解答:

* 総合 C/N_0 と, 所要 C/N_0 の差が回線マージンとなる.

$$\text{回線マージン } 54.6 - 46.7 = 7.9 \text{ dB}$$

問 7 空間光通信において、光送信機の送信利得は $G_t = 8/\theta_0^2$ で与えられる。送信レーザの波長 λ を $1.5 \text{ } [\mu\text{m}]$ 、ビームウエスト半径 w_0 を $5 \text{ } [\text{cm}]$ とするとき、光送信機の送信利得を求めよ。ただし、ガウスビームのビーム広がり角は $\theta_0 = \lambda/(\pi w_0)$ である。

解答：

以下の式に上記値を代入する。

$$G_t = \frac{8}{\theta_0^2} = \frac{8}{\left(\frac{\lambda}{\pi w_0}\right)^2} = \frac{8}{\left(\frac{0.8 \times 10^{-6}}{\pi \times 0.05}\right)^2} \quad (\text{問 5.7.1})$$

よって、

$$[G] = 10 \log (8.773e10) = 109.431 = 109.4 \text{ dBi} \quad (\text{問 5.7.2})$$

問 8 問 7 のレーザを用いて、距離 d が $36\,000 \text{ } [\text{km}]$ 離れたときの自由空間損失を求めよ。ただし、自由空間損失は $L_s = (\lambda/4\pi d)^2$ で与えられる。

解答：

$$L = \left(\frac{\lambda}{4\pi R}\right)^2 = \left(\frac{1.5 \times 10^{-6}}{4\pi 36\,000k}\right)^2 = 1.099e-29 \quad (\text{問 5.8.1})$$

よって、

$$[L] = 10 \log (1.099e-29) = -289.588 = -289.6 \text{ dB} \quad (\text{問 5.8.2})$$

問 9 問 7 および問 8 において、光送信機での送信電力 $400 \text{ } [\text{mW}]$ 、光送信機の損失 $2 \text{ } [\text{dB}]$ 、指向損失 $0 \text{ } [\text{dB}]$ 、光受信機のアンテナ直径 $30 \text{ } [\text{cm}]$ 、光受信機の損失を $3 \text{ } [\text{dB}]$ としたとき、以下の式を用いて光受信機での受信電力を求めよ。

$$[R_r] = [P_t] + [\tau_t] + [G_t] + [L_p] + [L_f] + [G_r] + [\tau_r]$$

ただし、指向損失は無いものとする。

解答：

$$G_r = \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 = \left(\frac{\pi \times 0.3}{1.5 \times 10^{-6}}\right)^2 = 3.947e11 \quad (\text{問 5.9.1})$$

よって、

$$[G_r] = 10 \log (3.947e11) = 115.963 = 116.0 \text{ dBi} \quad (\text{問 5.9.2})$$

ゆえに、

$$\begin{aligned} [R_r] &= [P_t] + [\tau_t] + [G_t] + [L_p] + [L_f] + [G_r] + [\tau_r] \\ &= 10 \log (400) - 2 + 109.4 - 0 - 289.6 + 116.0 - 3 \\ &= -43.179 = -43.2 \text{ dBm} \end{aligned} \quad (\text{問 5.9.3})$$

問 10 問 9 において、直接変調・直接検波方式の光受信機がビット誤り率 10^{-6} を達成するのに必要な所要電力が -46 [dBm] のとき、回線マージンを求めよ。

解答：

$$\text{回線マージン} = -43.2 - (-46) = 2.8 \text{ dB}$$

(問 5.10.1)

第 6 章

問 1 一つの軌道面をすべてカバーするために必要な衛星の総数 S は、

$$S = \left(\frac{360}{\sqrt{3}\gamma} \right)$$

で表されるが、その理由を図を用いて説明せよ。ここで、隣り合う衛星が地球に遮られずにリンク可能な地心から見た角度半径を γ とする。

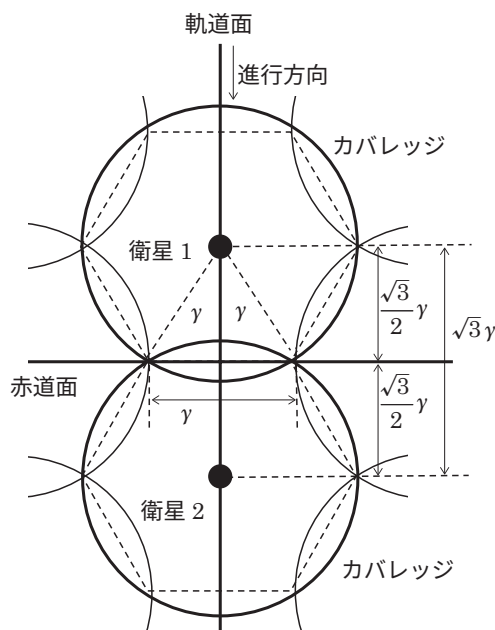
解答：

衛星 1 と衛星 2 が、同じ軌道面に隣り合うように配置され、隣と軌道面の衛星とも各衛星のカバレッジ範囲が角度半径 γ で組み合わせられ、図答 6.1 のよう配置されている衛星コンステレーションを考える。各衛星の隣り合うカバレッジ円の接点は、1 辺 γ の正三角形となる。このとき、同じ軌道面内の衛星 1 と衛星 2 の間隔は、図答 6.1 の矢印より $\sqrt{3}\gamma$ となるので、軌道面を一周すると 360 度であるので、一つの軌道面をすべてカバーするために必要な衛星の総数 S は、

$$S = \left(\frac{360}{\sqrt{3}\gamma} \right)$$

(問 6.1.1)

となる。



問答 6.1 一つの軌道面をすべてカバーするために必要な衛星の総数の説明図

問 2 地球の半径を 6 378 km, 衛星間リンクの地表からの最小の高さを 80 km, 同じ軌道面の隣接する衛星の軌道高度が 550 km のとき, 衛星からのカバレッジ角度半径が 42.5° となることを示せ.

解答:

地球の半径を $r_e = 6\,378$ km, 衛星の軌道高度を $h = 550$ km とすると, 図答 6.2 に示すように衛星の軌道半径 R は,

$$R = r_e + h \quad (\text{問 6.2.1})$$

で表せる. また, 衛星間リンクの地表からの最小の高さ $r_i = 80$ km とすると, 衛星間リンクが可能な軌道半径 R_a は,

$$R_a = r_e + r_i \quad (\text{問 6.2.2})$$

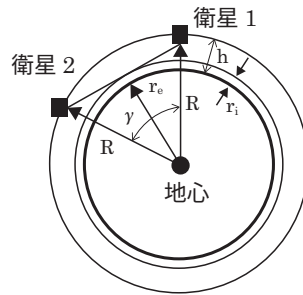
で表せる. このとき, 衛星からのカバレッジ角度半径 γ は,

$$\gamma = 2 \cos^{-1} \left(\frac{R_a}{R} \right) \quad (\text{問 6.2.3})$$

となる. ここで, 値を代入すると,

$$\gamma = 2 \cos^{-1} \left(\frac{6\,378 + 80}{6\,378 + 550} \right) = 42.5^\circ \quad (\text{問 6.3.4})$$

と計算でき, 衛星からのカバレッジ角度半径が 42.5° となることが示された.



図答 6.2 衛星からのカバレッジ領域

問 3 問 2 と同じ条件のとき, 衛星間距離が 5 017 km となることを示せ.

解答:

図答 6.3 より, 衛星 1 と衛星 2 の衛星間距離 d は, 衛星と地心を結ぶ二つの直角三角形を考慮すると,

$$d = 2\sqrt{R^2 - R_a^2} \quad (\text{問 6.3.1})$$

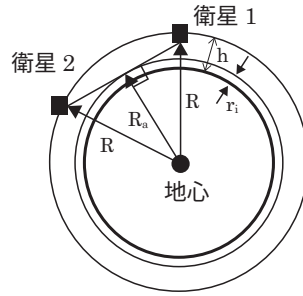
となる. 前問のパラメータを代入すると,

$$d = 2\sqrt{(r_e + h)^2 - (r_e + r_i)^2} \quad (\text{問 6.3.2})$$

となり, これに値を代入すると,

$$d = 2\sqrt{(6\,378 + 550)^2 - (6\,378 + 80)^2} = 5\,017 \quad (\text{問 6.3.3})$$

が得られる. ゆえに, 衛星間距離が 5 017 km となることが示された.



図答 6.3 衛星間距離の説明図

問 4 問 2 と同じ条件のとき，衛星コンステレーションで全球をカバーするのに必要な総衛星数を求めよ。

解答：

前問で得られた衛星からのカバレッジ角度半径 42.5° を式 (6.1) に代入すると，赤道面上をカバーするために必要な軌道面の総数 P は，

$$P = \left(\frac{360}{3 \times 42.5} \right) = 2.83 \quad (\text{問 6.4.1})$$

となる。また，式 (6.2) に代入すると，一つの軌道面をすべてカバーするために必要な衛星の総数 S は，

$$S = \left(\frac{360}{\sqrt{3}\gamma} \right) = 4.90 \quad (\text{問 6.4.2})$$

で得られる。

したがって，ユーザ領域を完全にカバーするために必要な衛星の総数は $T = P \times S$ より，

$$T = P \times S = 13.8 \quad (\text{問 6.4.3})$$

となる。したがって，14 機以上の衛星で全球をカバーする必要がある。

問 5 Walker (4/2/45°/1) では，4 機の衛星を二つの軌道面に配置し，軌道傾斜角 45° ，各軌道面で位相差を一つ分ずらした構成を意味するが，地球上のカバレッジが 100 % フルカバレッジ可能となるコンステレーションであることを示せ。ただし，軌道高度を 15 000 km とする。

解答：

地球の半径を $r_e = 6\,378$ km，衛星の軌道高度を $h = 15\,000$ km とすると，衛星の軌道半径 R は，問 2 と同様に考え値を代入すると，

$$\gamma = 2 \cos^{-1} \left(\frac{6\,378 + 80}{6\,378 + 15\,000} \right) = 144.8^\circ \quad (\text{問 6.5.1})$$

と計算でき，衛星からのカバレッジ角度半径が 144.8° となる。式 (6.2) より，1 軌道面の衛星数は，

$$S = \left(\frac{360}{\sqrt{3}\gamma} \right) = 1.435 \quad (\text{問 6.5.2})$$

よって，衛星は 2 機あればカバー可能である。

問6 スポットビームカバレッジ方式とハイブリッドワイドスポットビームカバレッジ方式のメリットとデメリットを述べよ。

解答：

スポットビームカバレッジ方式は、衛星が多数の小さなスポットビームを形成し、それぞれで周波数再利用を行いながらサービスを提供する方式である。メリットは、周波数再利用効率が高く、大容量・高スループット通信が可能である点である。また、地域ごとのトラフィック需要に応じたビーム制御が可能である。一方、ビーム数が多くなるためアンテナ構成やビーム制御が複雑となり、ビーム間干渉の抑圧やハンドオーバー制御が課題となる。

これに対し、ハイブリッドワイドスポットビームカバレッジ方式は、広域をカバーするワイドビームと、高容量を提供するスポットビームを併用する方式である。メリットは、広域の様なカバレッジ確保と、都市部など高需要地域への容量集中の両立が可能な点であり、柔軟なサービス設計ができることである。一方、ワイドビーム部分では周波数再利用効率が低く容量が制限されるほか、異なるビーム種別間の資源配分や干渉制御が複雑になるというデメリットがある。

以上のように、前者は高容量化に優れ、後者はカバレッジと容量のバランスに優れる方式である。

問7 LEO コンステレーションにおけるハンドオーバー方式について三つの方式を挙げ、それぞれのメリットとデメリットを述べよ。

解答：

LEO コンステレーションでは衛星が高速で移動するため、通信継続のために複数種類のハンドオーバーが必要となる。

- ①スポットビームハンドオーバーは、同一衛星内の複数ビーム間での切替である。衛星自体は変わらないため制御が比較的容易であり、遅延も小さくシームレス化しやすい。また周波数再利用により容量向上が可能である。一方、ビーム境界での干渉制御やトラフィック分布に応じたビーム資源制御が課題となる。
- ②衛星ハンドオーバーは、可視衛星が変わる際に別衛星へ切り替える方式である。広域かつ連続的なサービス提供が可能となる点が利点である。しかしLEOでは数分単位で頻繁に発生し、同期制御やドップラー補償が複雑であり、切替時の瞬断が課題である。
- ③衛星間リンク（ISL）ハンドオーバーは、衛星間バックボーン接続を切替える方式である。地上局に依存しない広域ネットワーク構築や経路最適化が可能である一方、動的トポロジー管理やルーティング制御が複雑で、衛星搭載装置の高機能化・高コスト化を招く。

以上のように、LEOでは階層的なハンドオーバー制御が重要となる。

第7章

問1 通信衛星の設計において、ペイロードとバスシステムの役割を具体的に説明し、それぞれの重要な要素を挙げよ。

解答：

通信衛星は大きくペイロードとバスシステムから構成される。

まず、ペイロードは通信機能そのものを担う部分であり、地上局やユーザ端末との間で電波を送受信し、信号の増幅・周波数変換・中継処理を行う。すなわち、衛星の通信容量、周波数帯域、ビーム特性などの性能を決定する中核部分である。ペイロードの重要要素は以下のとおりである。

- ・アンテナ系：ビーム形成、スポットビーム生成、周波数再利用を実現する。
- ・トランスポンダ：受信信号の周波数変換および増幅を行う（ベントパイプ型、再生中継型など）。
- ・高出力増幅器（HPA）：送信電力を決定する。
- ・周波数変換器・フィルタ：干渉抑制および周波数分離を行う。
- ・オンボード信号処理装置：再生中継衛星では復調・再変調やルーティングを行う。

一方、バスシステムはペイロードが正常に機能するための基盤部分であり、衛星の姿勢保持、電力供給、熱制御などを担う。衛星の寿命や信頼性を左右する重要部分である。バスシステムの重要要素は以下のとおりである。

- ・電源系：太陽電池パネルおよびバッテリーにより電力を供給する。
- ・姿勢・軌道制御系（AOCS）：アンテナを地球方向に正確に指向させる。
- ・推進系：軌道投入および軌道保持を行う。
- ・熱制御系：機器温度を適正範囲に維持する。
- ・構体系：打上げ時の機械的強度を確保する。
- ・TT&C系：衛星の状態監視および制御を行う。

以上より、ペイロードは通信機能を担う部分、バスシステムは衛星を維持・運用する基盤部分であり、両者の最適設計が通信衛星の性能および信頼性を決定する。

問2 GEO、MEO、LEO 衛星で使用される軌道投入方法の違いを比較し、それぞれの利点と課題を述べよ。

解答：

人工衛星の軌道投入方法は、最終軌道の高度や運用形態により異なる。GEO、MEO、LEO それぞれについて比較する。

GEO（静止軌道）の軌道投入：

GEO は高度約 35 786 km の赤道上空に位置するため、通常は、ロケットにより静止トランスファ軌道（GTO）へ投入し、衛星搭載のアポジエンジンの作用により軌道円形化し、必要に応じて軌道傾斜角修正の手順をとる。

利点は、打上げロケットの能力を有効活用でき、複数衛星の同時打上げが可能。

課題は、アポジエンジン燃料を多く消費し、衛星寿命に影響すること、傾斜角修正には大きな推進剤

が必要であること、投入精度が寿命・運用コストに直結することなどがある。

MEO（中高度軌道）の軌道投入：

MEO は高度数千～2 万 km 程度であり、測位衛星などに用いられる。代表例として GPS がある。投入方法は、直接目標軌道付近へ投入する方法と、一旦トランスファ軌道へ投入し、衛星推進系で円形化する方法がある。

利点としては、GEO より必要エネルギーが小さいこと、軌道面配置（複数軌道面）を設計しやすいことなどがある。

課題としては、複数軌道面への正確な配置が必要で、打上げ回数が多くなりがちで、全体調整が複雑となる。

LEO（低高度軌道）の軌道投入：

LEO は高度数百～1 500 km 程度であり、比較的低エネルギーで到達可能である。近年は大規模コンステレーションが構築されており、例として Starlink がある。投入方法は、ロケットにより直接 LEO へ投入し、一度に多数衛星を打上げ、軌道面ごとに分離・展開、衛星自身の電気推進などで軌道高度・位相を調整する。

利点としては、必要エネルギーが小さく打上げコストが比較的低く、多数衛星の同時打上げが可能、電気推進により柔軟な軌道調整が可能である。

課題としては、多数衛星の軌道配置制御が複雑で、衝突回避やデブリ対策が重要、継続的な補充打上げが必要である。

表答 7.2 GEO, MEO, LEO の総合比較

項目	GEO	MEO	LEO
必要エネルギー	非常に大	中	小
代表的投入方法	GTO 経由	直接または中間軌道経由	直接投入・多数同時展開
衛星側推進依存度	高	中	低～中
主な課題	推進剤消費・精密投入	軌道面配置管理	多数機管理・衝突回避

以上より、GEO は高エネルギー・高精度投入が必要で衛星推進系の負担が大きい。MEO は中間的特性をもち、軌道面配置が重要である。LEO は比較的容易に投入可能であるが、多数衛星の展開・維持管理が主要課題となる。用途およびシステム規模に応じて最適な投入方法が選択する必要がある。

問3 小型衛星の特徴とその利点を考慮した上で、現在の通信衛星開発にどのような影響を与えているかを議論せよ。

解答：

小型衛星とは、数十 kg～数百 kg 級の質量を有する衛星であり、マイクロ衛星、ナノ衛星などを含む概念である。近年、部品の小型化・高性能化および量産技術の進展により急速に発展している。

小型衛星の特徴：

- ・ 小型・軽量
衛星質量が小さいため、小型ロケットや相乗り打上げが可能である。
- ・ 短期間開発
標準化バスや COTS 部品（民生品）の活用により開発期間が短縮される。
- ・ 低コスト化
製造費・打上げ費が従来の大型衛星に比べ低減される。
- ・ 量産・モジュール化
同一設計の衛星を多数製造できるため、スケールメリットが得られる。
- ・ 技術更新の迅速化
短寿命・更新型設計により、新技術を早期に反映可能である。

利点としては、初期投資の低減、リスク分散（1 機故障の影響が限定的）、打上げ機会の柔軟性向上、技術実証の迅速化などがある。

通信衛星開発への影響：

小型衛星の普及は、従来の「少数・大型・長寿命」中心の通信衛星開発から、「多数・小型・分散型」への転換を促している。

- ・ LEO コンステレーションの実現
小型衛星の量産化により、大規模 LEO 通信システムが可能となった。例として Starlink が挙げられる。多数機による低遅延・高容量通信が実用化されている。
- ・ 設計思想の変化
従来の GEO 大型衛星は 15 年以上の長寿命設計が主流であったが、小型衛星では短寿命・段階的更新型設計が一般化しつつある。
- ・ デジタルパイロード化の促進
ソフトウェア制御型通信処理の導入により、打上げ後の機能更新や柔軟なビーム制御が可能となっている。
- ・ 製造プロセスの産業化
自動化・ライン生産方式が導入され、宇宙産業が「個別製造」から「量産産業」へ変化している。
- ・ 競争環境の変化
参入障壁が低下し、新規事業者の参入が進み、通信衛星市場の競争が激化している。

課題としては、多数衛星運用にともなう軌道管理の複雑化、宇宙デブリ問題、周波数資源の逼迫など新たな課題も顕在化している。

以上より、小型衛星は低コスト・短期間開発・量産性という利点を有し、通信衛星開発を「大型・長寿命中心」から「小型・多数機による分散型システム」へと変革させている。特に LEO コンステレーションの実現は、通信インフラの構造そのものに大きな影響を与えている。

問4 設計した通信機器の平均故障時間が20年で設計されているとき、運用期間10年目での信頼度を求めよ。また、このシステムを二つ直列冗長にした場合と、二つ並列冗長にした場合の故障確率を求めよ。

解答：

例として、設計した通信機器の平均故障時間が20年で設計されているとき、運用期間10年目での信頼度を求めてみる。平均故障時間は、次式で得られる。

$$MTTF = \frac{1}{\lambda} = 20 \text{ 年} \quad (\text{問 7.4.1})$$

この値を式(7.5)に代入すると、

$$R(10 \text{ 年}) = e^{-\frac{10 \text{ 年}}{20 \text{ 年}}} = 0.61 \quad (\text{問 7.4.2})$$

となり、信頼度は0.61とり、0.39の確率で故障が発生する。このシステムを二つ直列冗長とした場合には、

$$R_{\text{sys}} = R_1 \times R_2 = 0.61 \times 0.61 = 0.37 \quad (\text{問 7.4.3})$$

となり、全体信頼度は0.37に低下し、故障確率は0.63に上昇する。

一方、このシステムを二つ並列冗長した場合には、式(7.7)から次式となる。

$$R_{\text{sys}} = 1 - (1 - R_1)(1 - R_2) = 1 - (1 - 0.61)(1 - 0.61) = 0.85 \quad (\text{問 7.4.4})$$

つまり、並列冗長にした場合には全体信頼度0.85となり、故障確率を0.15に減少させることができる。

問5 リアクションホイールとスラスターの役割の違いを説明せよ。

解答：

人工衛星の姿勢・軌道制御には主にリアクションホイールとスラスターが用いられるが、両者は原理および役割が異なる。

・リアクションホイールの役割

リアクションホイールは、内部のフライホイールをモータで回転させ、その角運動量変化を利用して衛星本体の姿勢を制御する装置である。角運動量保存則により、ホイールの回転速度を変化させることで衛星に反対方向のトルクが発生し、姿勢変更が可能となる。特徴としては、推進剤を消費しないこと、高精度な姿勢制御が可能なこと、微小トルク制御に適することなどがある。主な用途としては、アンテナや太陽電池パドルの精密指向制御、観測衛星の高精度姿勢保持などがある。ただし、外乱トルク（重力傾斜、太陽放射圧など）によりホイール回転数が飽和するため、定期的なアンローディングが必要である。

- ・スラスターの役割

スラスターは、推進剤を噴射して反作用力を得ることで姿勢および軌道を制御する装置である。ニュートンの運動の第3法則を利用する。特徴としては、推進剤を消費し、大きなトルク・推力を発生可能で、姿勢制御だけでなく軌道変更が可能である。主な用途としては、軌道投入後の円形化、軌道保持（ステーションキーピング）、ホイールのアンローディング、緊急時の姿勢復帰などがある。

表答 7.5 リアクションホイールとスラスターの違いの整理

項目	リアクションホイール	スラスター
原理	角運動量保存則	推進剤噴射の反作用
推進剤	不要	必要
制御精度	高精度	比較的粗い
軌道変更	不可	可能
主用途	姿勢保持	軌道制御・大トルク制御

まとめ

リアクションホイールは推進剤を使わずに高精度な姿勢制御を行う装置であり、スラスターは推進剤を用いて姿勢および軌道を変更する装置である。両者は相補的に用いられ、通常はホイールで精密姿勢制御を行い、必要に応じてスラスターで軌道制御やアンローディングを実施する。

問 6 磁気トルカが GEO 衛星に適さない理由を述べよ。

解答：

磁気トルカ（磁気トルカロッド）は、衛星内部のコイルに電流を流して磁気モーメントを発生させ、地球磁場との相互作用によりトルクを得る姿勢制御装置である。発生トルクは、

$$\mathbf{T} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \quad (\text{問 7.6.1})$$

（ $\mathbf{m}$ ：磁気モーメント， $\mathbf{B}$ ：地球磁場）で与えられる。

磁気トルカが GEO（静止軌道）衛星に適さない理由は以下のとおりである。

- ・地球磁場が非常に弱い

地球磁場強度は高度とともに減少し、おおよそ距離の3乗に反比例して小さくなる。GEO 高度（約 35 786 km）では地表付近に比べ磁場が大幅に弱く、発生可能なトルクが極めて小さくなる。そのため、実用的な姿勢制御トルクを得ることが困難である。

- ・姿勢制御自由度の制限

磁気トルカによるトルクは地球磁場ベクトルに直交する方向にしか発生できない。GEO では磁場方向がほぼ一定であり、十分な三軸独立制御が困難となる。

- ・姿勢保持精度の不足

GEO 通信衛星はアンテナを地球方向へ高精度に指向する必要があるため、微小かつ連続的な姿勢制御が求められる。磁気トルカは発生トルクが小さく応答も限定的であるため、高精度指向制御には適さない。

- ・軌道特性の違い

LEO では衛星が地球周回にともない磁場方向が大きく変化するため制御効果を得やすいが、GEO では磁場変化が小さく制御効率が低い。

まとめ

磁気トルカは、地球磁場との相互作用、を利用する装置であるが、GEO では磁場が弱く、方向変化も乏しいため十分な制御トルクを得られない。このため、GEO 衛星では主にリアクションホイールやスラスタによる姿勢制御が採用され、磁気トルカは実用上適さない。

問7 軌道上サービスが通信衛星運用にもたらす利点と課題を挙げよ。

解答：

軌道上サービス（On-Orbit Servicing：OOS）とは、運用中の衛星に対して宇宙空間で燃料補給、修理、機能追加、軌道変更支援などを行う技術である。通信衛星運用における利点と課題は以下のとおりである。

利点：

- ・衛星寿命の延長
通信衛星は多くの場合、推進剤枯渇により運用終了となる。軌道上で燃料補給を行えば寿命を延長でき、投資回収期間を拡大できる。
- ・資産価値の維持・向上
軌道スロットおよび周波数資源は貴重である。寿命延長により軌道位置の維持が可能となる。
- ・故障対応・リスク低減
軽微な機能不全に対し補助推進機や姿勢制御支援を行うことで、完全喪失を回避できる。
- ・機能拡張・柔軟運用
モジュール追加や機能更新が可能となれば、将来の需要変化に対応できる。
- ・宇宙デブリ低減
寿命後の安全な軌道離脱支援が可能となり、デブリ削減に寄与する。

課題：

- ・技術的難易度
ランデブ・ドッキング、非協力衛星捕獲など高度な相対航法・制御技術が必要である。
- ・安全性・信頼性確保
接近・接触時の衝突リスクが存在し、失敗時の影響が大きい。
- ・設計標準化の不足
既存衛星はサービス前提で設計されていない場合が多く、インタフェース標準化が課題である。
- ・経済性評価
サービスコストと延命効果のバランス評価が必要であり、ビジネスモデル確立が重要である。

- ・法制度・責任問題

宇宙条約上の責任所在や保険，所有権の問題など法的整理が必要である。

まとめ

軌道上サービスは通信衛星の寿命延長，資産価値維持，デブリ低減など大きな利点をもたらす一方，高度な技術，安全性確保，経済合理性，制度整備といった課題をともなう。今後は設計段階からサービス対応を前提とした「サービス対応型衛星」の普及が重要である。

問8 セーフモード遷移において最優先される設計目標は何か。

解答：

セーフモードとは，衛星に異常が発生した際に，自律的に移行する保護運転状態である。

最優先される設計目標：

セーフモード遷移において最優先される設計目標は，衛星の生存性（survivability）の確保すなわち，衛星を安全な状態に維持し，致命的故障を防止することである。

生存性確保のための具体的内容：

- ・電力確保

太陽電池を確実に太陽方向へ指向させ，最低限の電力を確保する。

- ・熱的安定の維持

機器が許容温度範囲を逸脱しないよう，姿勢および運用状態を制限する。

- ・姿勢の安定化

スピン安定や三軸安定の簡易制御により，不安定回転を防止する。

- ・不要機器の停止

ペイロードなど非必須機器を停止し，消費電力と熱発生を抑制する。

- ・地上との通信確保

最低限のテレメトリ送信およびコマンド受信機能を維持し，回復操作を可能にする。

- ・設計思想

セーフモードは，単純で信頼性の高い制御ロジック，最小限の機器構成，自律的な異常検知と即時遷移を基本方針として設計される。

まとめ

セーフモード遷移における最優先設計目標は，衛星の生存性を確保し，回復可能な状態を維持することである。すなわち，「ミッション継続」よりも「衛星保全」が最優先される。

問9 フェイルセーフ設計とフェイルオペレーショナル設計の違いを説明せよ。

解答：

フェイルセーフ設計とフェイルオペレーショナル設計はいずれも信頼性向上のための設計思想であるが、故障発生時の対応方針が異なる。

・フェイルセーフ設計

フェイルセーフ設計とは、機器に故障や異常が発生した場合でも、システムを安全な状態へ移行させることを最優先とする設計思想である。特徴としては、故障時には動作を停止または制限すること、被害拡大や二次の事故を防止すること、安全性を最優先とすることなどがある。衛星における例としては、異常検知時にセーフモードへ遷移し、過電流発生時に電源を遮断し、「安全側に倒す」設計である。

・フェイルオペレーショナル設計

フェイルオペレーショナル設計とは、一部に故障が発生しても、機能を維持し運用を継続できるようにする設計思想である。特徴としては、冗長系（バックアップ系）を備え、故障部分を切り離し代替系に切替え、ミッション継続を重視する。衛星における例としては、二重化した姿勢制御装置の自動切替、冗長トランスポンダへの切替運用などがあり、「止めずに動かし続ける」設計である。

表答 7.9 フェイルセーフとフェイルオペレーショナルの比較

項目	フェイルセーフ	フェイルオペレーショナル
目的	安全確保	機能継続
故障時対応	停止・安全状態へ移行	冗長系へ切替えて継続
重視点	安全性	可用性・継続性

まとめ

フェイルセーフ設計は安全確保を最優先とする設計思想であり、フェイルオペレーショナル設計は故障時でも運用継続を可能とする設計思想である。実際の衛星システムでは、安全性確保のためのフェイルセーフ機能と、ミッション継続のためのフェイルオペレーショナル機能を適切に組み合わせて設計することが重要である。

問10 AIによる自律運用が通信衛星運用にもたらす利点とリスクを挙げよ。

解答：

AIによる自律運用とは、人工知能技術を用いて衛星の状態監視、異常検知、姿勢・軌道制御、通信リソース配分などを自律的に判断・実行する運用形態である。通信衛星運用における利点とリスクは以下のとおりである。

利点：

・運用効率の向上

大量のテレメトリデータをリアルタイムに解析し、異常兆候を早期検出できる。地上運用者の負担を軽減できる。

- ・迅速な意思決定
通信需要変動やトラヒック状況に応じて、ビーム形成や帯域割当を自律的に最適化できる。
- ・大規模コンステレーション対応
多数衛星の協調制御やハンドオーバー管理を自動化でき、大規模 LEO システムの運用効率を高める。
- ・予知保全の実現
機器劣化傾向を学習し、故障前に対策を講じることが可能となる。
- ・通信品質の向上
干渉回避、電力制御、リソース最適化によりスループットや QoS を改善できる。

リスク：

- ・判断誤りのリスク
学習モデルの誤判断や未学習事象に対する不適切対応により、重大な運用障害を引き起こす可能性がある。
- ・説明可能性の不足
AI 判断の根拠が不明確な場合、トラブル解析や責任所在の明確化が困難となる。
- ・サイバーセキュリティ脅威
AI モデル改ざんやデータ汚染攻撃により誤動作を誘発されるリスクがある。
- ・過度な自動化依存
人間の運用能力低下や監視不足につながる可能性がある。
- ・認証・法制度の課題
完全自律判断に対する国際的な安全基準や責任分担の整理が未成熟である。

まとめ

AI による自律運用は、運用効率向上、大規模衛星群管理、通信最適化に大きな利点をもたらす。一方で、判断誤り、説明責任、セキュリティなどのリスクをとまなう。したがって、人間との協調運用 (Human-in-the-loop) や冗長設計を取り入れつつ、段階的に導入することが重要である。

第8章

問1 電波の利用と ITU の役割について述べよ。

解答：

電波は有限な資源であり、通信、放送、航行支援、気象観測、衛星通信など、現代社会の基盤を支える多様な用途に利用されている。特に衛星通信では、国境を越えて同一の周波数帯が使用されるため、無秩序な利用は深刻な混信を引き起こす可能性がある。

このような問題を防ぐため、国際電気通信連合 (ITU) は、電波の国際的な調整と管理を担う国連の専門機関として重要な役割を果たしている。ITU は無線通信規則 (Radio Regulations) を策定し、周波数帯および衛星軌道の利用ルールを国際的に定めている。

ITU の枠組みにより、各国は公平かつ効率的に電波を利用でき、国際的な通信システムの相互運用性と安定性が確保されている。したがって、ITU は電波資源の持続的利用を実現するための中核的存在であるといえる。

問2 ITU による周波数割当てのプロセスを説明し、周波数干渉を防ぐための取組みについて述べよ。

解答：

ITU による周波数割当ては、主に「事前通告」「調整」「登録」という段階的なプロセスによって行われる。まず、衛星運用者は計画している周波数や軌道情報を ITU に事前通告する。次に、既存の衛星システムとの干渉の可能性について関係国間で調整が行われる。調整が成立した後、周波数利用の権利が国際周波数登録簿（MIFR）に登録される。

周波数干渉を防ぐための取組みとしては、技術的・制度的な対策がある。技術的には、指向性アンテナの使用、送信電力の制限、ガードバンドの設定などが行われる。制度的には、ITU による調整手続きや「先願主義」に基づくルールが、無秩序な周波数利用を抑制している。

これらの取組みにより、異なる国・事業者間での公平な周波数利用と、安定した通信環境が維持されている。

問3 小型衛星や LEO コンステレーションの普及が、衛星免許取得プロセスにどのような影響を与えるかを考察せよ。

解答：

小型衛星や LEO コンステレーションの普及により、衛星数が急増し、従来の衛星免許取得プロセスに大きな影響を与えている。特に、数百から数千機規模の衛星を一括して申請するケースが増加し、周波数調整や干渉評価の負担が増大している。

この結果、各国の主管庁や ITU において、申請審査の効率化やルールの明確化が求められている。一方で、免許取得の迅速化は新規参入を促進する反面、周波数の過密化や宇宙デブリ問題を助長する可能性もある。

したがって、今後は技術革新に対応した柔軟な免許制度と、持続可能な宇宙利用を両立させる制度設計が重要となる。

問4 小型衛星を打ち上げたいときに、必要な手続きを述べよ。また、いつまでにどんな手続きを行うべきかについても加味すること。

解答：

小型衛星を打ち上げるためには、技術的準備に加えて、国際法および国内法に基づく複数の手続きを段階的に行う必要がある。特に重要なのは、周波数利用に関する手続きと、宇宙活動に関する法的許認可である。

まず、衛星が無線通信を行う場合、国際電気通信連合（ITU）に対する周波数・軌道の国際調整手続きが必要となる。通常、衛星打上げの2～3年前には、主管庁（日本の場合は総務省）を通じて、衛星ネッ

トワークの事前通告 (API: Advance Publication Information) を ITU に提出する。その後、必要に応じて調整 (Coordination) を行い、打上げおよび運用開始前までに登録 (Notification) を完了させることで、国際的に周波数使用の権利が認められる。

次に、国内法に基づく手続きとして、電波法に基づく無線局免許の取得が必要である。衛星に搭載される無線設備について、周波数、空中線電力、変調方式などを記載した申請を行い、原則として打上げ前に免許を受ける必要がある。地上局についても同様に無線局免許が求められる。

さらに、日本においては宇宙活動法 (人工衛星などの打上げ及び管理に関する法律) に基づき、衛星の打上げおよび管理について内閣総理大臣の許可を受ける必要がある。この申請では、衛星の安全性、第三者損害賠償措置、運用計画、デブリ低減対策などが審査されるため、打上げの 1~2 年前から準備を開始することが望ましい。

加えて、国連への登録手続きとして、打上げ後には宇宙物体登録条約に基づく情報を日本政府が国連事務総長へ通報する。このため、打上げ主体は、軌道要素や機能などの情報を政府に提供する必要がある。

以上のように、小型衛星の打上げには、打上げ数年前からの ITU 手続き、打上げ前の国内法に基づく許認可取得、打上げ後の国際登録といった段階的な手続きを計画的に進めることが不可欠である。

問 5 光衛星通信を行う際のレーザの目に対する安全性について、衛星開発と実験運用にどのような影響を与えるかを考察せよ。

解答：

光衛星通信では高出力レーザを使用するため、地上に照射された場合の目に対する安全性が重要な課題となる。このため、国際的なレーザ安全基準 (IEC 規格など) を満たす設計が求められる。

衛星開発段階では、ビーム拡散角の制御や出力制限、安全停止機構の実装などが必要となり、設計の複雑化やコスト増加につながる。また、実験運用においては、航空機や人工衛星との干渉回避、照射エリアの管理など、運用制約が課される。

一方で、これらの安全対策は光通信技術の社会受容性を高める上で不可欠であり、将来的な実用化に向けた重要な前提条件であるといえる。

問 6 波長 $\lambda = 800 \text{ nm}$ のレーザを用いるとき、露光時間を $t = 1 \text{ 秒}$ とするときの MPE の値を求めよ。ただし、MPE の式は、以下で与えられるとする。

$$MPE = 18t^{0.75}C_4$$

$$C_4 = 10^{0.002(\lambda - 700)}$$

解答：

まず、 C_4 を求めると、

$$C_4 = 10^{0.002(800 - 700)} = 1.5849 \quad (\text{問 8.6.1})$$

これを MPE の式に代入すると、

$$MPE = 181^{0.75} \times 1.5849 = 16.0425 \text{ [Wm}^2\text{]} \quad (\text{問 8.6.1})$$

ゆえに、MPE は、 $16.0425 \text{ [Wm}^2\text{]}$ となる。

第9章

問1 第6世代移動通信システム（6G）の特性を挙げ、衛星通信がどのような役割を果たすか具体的に説明せよ。

解答：

1. 6G（第6世代移動通信システム）の特性

6Gは2030年代の実用化を目標とする次世代通信システムであり、5Gをさらに発展させ、以下のような特性が期待されている。

- ・超高速・超大容量通信

1 Tbps級のピーク伝送速度を目指し、テラヘルツ波などの高周波数帯の利用が検討されている。

- ・超低遅延・高信頼通信

ミリ秒以下の遅延や、極めて高い信頼性（URLLCの高度化）により、遠隔医療や自動運転などを支える。

- ・超多数同時接続

IoT機器やセンサが膨大に接続される社会に対応する。

- ・AIネイティブネットワーク

ネットワーク制御やリソース最適化にAIを組み込み、自律的に最適運用を行う。

- ・空・海・宇宙を含む三次元ネットワーク化

地上通信だけでなく、空中プラットフォーム（HAPS）、ドローン、衛星を統合した立体的な通信基盤を構築する。

2. 6Gにおける衛星通信の役割

6Gでは、地上系ネットワークと衛星通信を統合した「非地上系ネットワーク（NTN）」が重要な構成要素となる。衛星通信は以下の役割を果たす。

- ・エリアカバーの拡張

地上基地局の整備が困難な山間部、離島、海上、航空機内などでも通信サービスを提供できる。特に低軌道（LEO）衛星コンステレーションにより、地球規模での常時接続が可能となる。

- ・災害時のバックアップ回線

地上インフラが被災した場合でも、宇宙空間から通信を提供できるため、レジリエント（強靱）な通信基盤を構築できる。

- ・モビリティ対応

航空機・船舶・自動車など高速移動体へのブロードバンド接続を実現する。

- ・大規模IoTの収容

農業・海洋観測・環境モニタリングなど、広域分散型IoTを効率的に収容できる。

- ・グローバルなネットワーク統合

6Gでは、地上セルラー網と衛星網をシームレスに統合し、ユーザが地上と宇宙を意識せずに接続できる「シームレス接続」が目標とされる。

6G は「超高速・超低遅延・超多数接続」に加え、「空・宇宙を含む三次元ネットワーク化」を特徴とする。衛星通信はその中核として、エリア拡張、災害耐性向上、グローバル接続の実現という重要な役割を担う。したがって、6G において衛星通信は補完的存在ではなく、地上ネットワークと統合された基幹インフラの一部となると考えられる。

問2 量子通信が従来の通信方式に比べてどのように優れているか、衛星システムでの応用例を含めて述べよ。

解答：

1. 量子通信の特長（従来方式との比較）

量子通信は、光子などの量子状態（量子もつれ・重ね合わせ）を利用する通信方式であり、従来の電波や光ファイバによる古典通信とは本質的に異なる原理に基づく。主な優位性は次のとおりである。

・理論的に安全な暗号通信（量子鍵配送：QKD）

従来の暗号方式（RSA など）は数学的困難性に依存しているため、将来の量子コンピュータにより解読される可能性がある。一方、量子通信では「量子状態は観測すると変化する」という物理法則を利用するため、盗聴が行われると必ず検出できる。このため原理的に安全性が保証されるという大きな利点がある。

・量子もつれを用いた新しい通信概念

量子もつれ状態を利用すると、離れた場所にある粒子同士が強い相関をもつ。この性質は従来通信にはない特徴であり、将来の量子ネットワークや量子インターネットの基盤となる。

・長期的安全性（ポスト量子耐性）

計算能力の進歩に依存しないため、将来にわたり安全性を維持できる。

2. 衛星システムでの応用例

量子通信は光ファイバでも実現可能であるが、光ファイバでは伝送損失により数百 km 程度が限界となる。そこで注目されているのが衛星を用いた量子通信である。

・衛星量子鍵配送（Satellite QKD）

地上局と衛星の間で量子状態を送受信し、安全な暗号鍵を生成する。宇宙空間では光の減衰がファイバより小さくなるため、数千 km 規模の長距離通信が可能となる。

・大陸間の安全通信

衛星を中継点として、異なる国・大陸間で安全な暗号鍵を共有できる。これにより、政府機関や金融機関などの超高機密通信が実現可能となる。

・グローバル量子ネットワークの構築

将来的には複数の量子通信衛星を用いて地球規模の量子ネットワーク（量子インターネット）を構築する構想がある。

量子通信は、従来の通信方式と比べて物理法則に基づく究極的な安全性をもつ点で優れている。特に量子鍵配送は、将来の量子コンピュータ時代においても安全な暗号基盤となる。さらに、衛星システムと組み合わせることで長距離・大陸間通信が可能となり、グローバル規模での安全通信インフラとしての発展が期待されている。

問3 第5章の間7～9で用いた光空間通信機器を量子鍵配送システムとして用いた場合、光送信電力1 mWの送信機を用いて、繰り返しパルスが100 MHzのとき、1パルスあたりの光子数を求めよ。

解答：

第5章の間9において、

$$\begin{aligned}[R_r] &= [P_t] + [\tau_t] + [G_t] + [L_p] + [L_f] + [G_r] + [\tau_r] \\ &= 10 \log(1) - 2 + 109.4 - 0 - 289.6 + 116.0 - 3 \\ &= -69.2 \text{ dBm}\end{aligned}\quad (\text{問 9.3.1})$$

よって、

$$R_r = 10^{-\frac{69.2}{10}} \times \frac{1}{1000} \text{ mW} = 0.12 \text{ nW} \quad (\text{問 9.3.2})$$

電力 R_r [W]、通信速度 B [bit/s]、1ビットあたりの平均フォトン数 N_{ph} [photons/bit]、光の波長 λ [m]、プランク定数 h ($6.626 \times 10^{-34} \text{ J} \cdot \text{s}$)、光速 c ($3.0 \times 10^8 \text{ m/s}$) の関係は以下の式で表される。

$$R_r = N_{ph} \times B \times \frac{hc}{\lambda} \quad (\text{問 9.3.3})$$

1ビットあたりのフォトン数 N_{ph} を求める式は：

$$N_{ph} = \frac{R_r \cdot \lambda}{B \cdot hc} \quad (\text{問 9.3.4})$$

ここで、 B [bit/s]：通信速度 [bps] とすると、

$$N_{ph} = \frac{R_r \cdot \lambda}{B \cdot hc} = \frac{0.12 \text{ nW} \cdot 1.5 \mu\text{m}}{100 \text{ MHz} \cdot 6.626 \times 10^{-34} \times 3.0 \times 10^8} = 9.1 \text{ photons/bit} \quad (\text{問 9.3.5})$$

ゆえに、

答：1パルスあたりの光子数 9.1 [photons/bit]

問4 宇宙におけるフォーメーションフライト方式の利点と課題を述べよ。

解答：

フォーメーションフライト方式とは、複数の人工衛星が一定の相対位置・姿勢を保ちながら協調飛行し、単一の巨大システムのように機能する方式である。単一大型衛星に機能を集約する従来方式とは異なり、分散・協調型宇宙システムを構成する点に特徴がある。

利点：

- ・ 仮想的な大開口の実現

複数の衛星を空間的に配置することで、宇宙干渉計、分散アレイアンテナなどを構成できる。有効開

口径は衛星間距離（基線長）に相当するため、ロケットの打上げ制約を超える超大口径システムが実現可能である。

- ・高い拡張性・柔軟性

衛星数を追加することで、観測精度向上、通信容量増強、ミッション機能拡張が段階的に可能である。単一大型衛星に比べ、設計自由度が高い。

- ・冗長性・信頼性の向上

1機が故障しても全体機能を維持しやすく、リスク分散が可能である。これによりシステム全体のレジリエンスが向上する。

- ・小型衛星技術の活用

近年発展している小型衛星・電気推進・AI制御技術と親和性が高く、打上げコストの分散や迅速な更新が可能である。

課題：

- ・高精度相対位置制御

ミリメートル級、場合によってはナノメートル級の相対位置精度が必要となる。軌道摂動（重力不均一、太陽放射圧など）を補償する高度な制御技術が不可欠である。

- ・位相・時間同期

通信アレイや干渉計では正確な位相同期が要求される。高安定クロックと衛星間同期技術が重要であり、誤差が性能に直結する。

- ・推進剤消費と寿命

相対軌道維持のために頻繁な軌道制御が必要となり、推進剤消費が増加する可能性がある。長期運用のためには高効率推進系が必要である。

- ・衝突リスクと安全性

衛星同士が近接飛行するため、衝突回避設計やフェイルセーフ機構が不可欠である。また、宇宙デブリとの衝突リスクも考慮する必要がある。

- ・システム複雑化

衛星間通信、自律協調制御、分散信号処理などが必要となり、システム全体の設計・運用が高度化・複雑化する。

フォーメーションフライト方式は、仮想的な大開口の実現、拡張性・柔軟性の向上、冗長性の確保といった大きな利点をもつ一方で、高精度制御、位相同期、推進剤消費、安全性確保といった技術的課題ともなう。今後は、高精度航法技術、電気推進、AIによる自律制御、衛星間高速通信の進展により、分散協調型宇宙システムとしての実用化が期待される。

問5 月通信ネットワーク（ARTEMIS 計画）の技術的課題と、それを解決するための具体的なアプローチを提案せよ。

解答：

1. 月通信ネットワーク（ARTEMIS 計画）の概要

月探査の本格化にともない、楕円月凍結軌道（ELFO）や月面基地、探査ローバを結ぶ月通信ネットワークの構築が重要課題となっている。特に、月周回中継衛星や月面基地を統合した持続的通信基盤が求められている。

2. 技術的課題

地球―月間は約 38 万 km 離れており、大きな自由空間伝搬損失、片道約 1.3 秒の通信遅延が生じる。そのため、高出力・高利得アンテナが必要で、リアルタイム制御が困難、TCP など従来プロトコルの性能低下などの技術的課題がある。また、月の自転・地形による遮蔽問題があり、月面では地形（クレーター、山岳）による電波遮蔽が発生し、また、月の裏側は地球と直接通信できない。過酷な宇宙環境となり、強い放射線、極端な温度変化、ダスト（レゴリス）の影響があり、これらが通信機器の信頼性を低下させる。将来の有人探査では、高精細映像、科学観測データの取得、月面 IoT センサデータなど大容量通信が必要となる。地球からの制御には遅延があるため、月面ネットワークは自律的に障害回復・経路制御を行う必要がある。

3. 解決に向けた具体的アプローチ

・月周回中継衛星コンステレーション

月周回軌道に複数の中継衛星を配置することで、月面全域のカバーし、月裏側との通信の確保、常時接続の実現が可能となる。特に楕円軌道の活用により効率的な中継が期待できる。

・光通信（レーザ通信）の導入

電波よりも光通信を用いることで、高データレート、高指向性、低干渉を実現できるため、地球・月間バックボーンに有効である。課題である指向精度については、高精度追尾制御、ビームステアリング技術により克服可能である。

・DTN（Delay/Disruption Tolerant Networking）の採用

大きな遅延や通信断に対応するため、バンドルプロトコルやストア&フォワード方式を導入し、通信断絶時もデータを保持・再送可能とする。

・耐環境設計・冗長構成

放射線耐性半導体の採用や、冗長化設計、モジュール交換可能構造により長期信頼性を確保することが可能である。

・月面ローカルネットワークの構築

月面では小型基地局、メッシュネットワーク、自律ルーティングを導入し、拠点間通信を地上のセルラー網のように構築することが考えられている。

月通信ネットワークの主な技術的課題は、長距離伝搬損失と遅延、遮蔽問題、宇宙環境への耐性、大容量通信需要がある。これらに対して、月周回中継衛星コンステレーション、光通信技術、DTN プロト

コル，自律分散ネットワークを組み合わせることで，持続可能で高信頼な月通信インフラを実現できる．将来的には，月・地球間のみならず，火星探査へと拡張可能な「宇宙インターネット」の基盤となることが期待される．