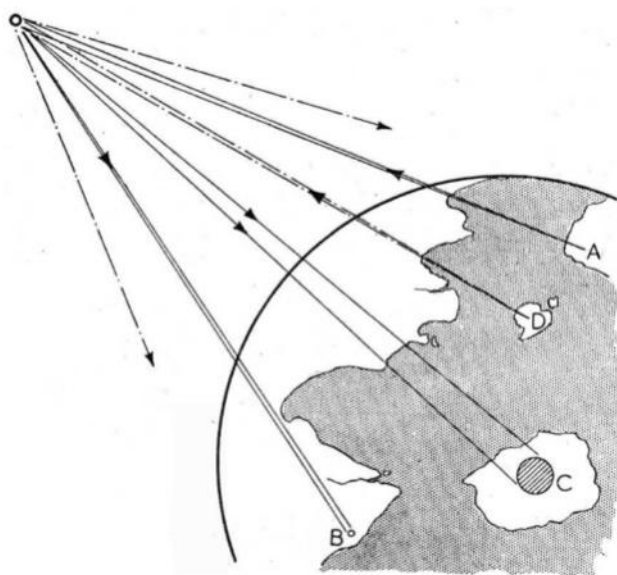


衛星通信のしくみ

～衛星打ち上げから回線運用まで～



Can Rocket Stations Give World-wide Radio Coverage?

By ARTHUR C. CLARKE

Wireless World誌 1945年10月号より



2018年 7月

(株)A2A研究所 田代 務

目次

1 衛星の軌道

| | |
|---------------|----|
| 静止衛星のアイデア | 4 |
| ケプラーの法則 | 5 |
| 衛星軌道の分類 | 6 |
| 衛星の周回速度 | 7 |
| 静止衛星の公転周期 | 8 |
| 静止衛星の観測 | 9 |
| ホーマン変換 | 10 |
| 軌道6要素 | 11 |
| 2行軌道要素形式 | 12 |
| JAXAの軌道情報サービス | 13 |

2 ロケット

| | |
|---------------|----|
| 第1宇宙速度 | 14 |
| 第2宇宙速度 | 15 |
| ロケット方程式 | 16 |
| 多段式ロケット | 17 |
| ロンチ・ウインドウ | 18 |
| 世界の主なロケット | 19 |
| 比推力 | 20 |
| 固体ロケットと液体ロケット | 21 |
| イオンエンジン | 22 |
| 複数衛星の同時打ち上げ | 23 |
| 衛星バス | 24 |

3 衛星システムの例

| | |
|------------|----|
| 通信衛星の構成と外観 | 25 |
| インテルサット衛星 | 26 |
| イリジウム衛星 | 29 |
| O3B衛星 | 31 |
| GPS | 32 |
| 準天頂衛星 | 33 |

4 電波

| | |
|-----------------|----|
| 電波と周波数 | 34 |
| 電離層と対流圏 | 35 |
| 衛星通信・衛星放送用の周波数 | 36 |
| 偏波 | 37 |
| ファラデー回転 | 38 |
| 降雨による減衰 | 39 |
| 地域別の降雨強度 | 40 |
| アンテナ利得 | 41 |
| アンテナビーム幅 | 42 |
| アンテナ指向誤差による損失 | 43 |
| グローバルビームアンテナの利得 | 44 |
| 電力束密度 | 45 |
| 自由空間伝搬損失 | 46 |

目次

5 衛星通信

| | |
|------------|----|
| 衛星中継器の構成 | 47 |
| EIRPとG/T | 48 |
| 受信総合雑音温度 | 49 |
| アンテナ雑音温度 | 50 |
| G/Tの実際 | 51 |
| 共通増幅 | 52 |
| 混変調雑音 | 53 |
| 総合C/N | 54 |
| 多元接続方式 | 55 |
| SDMA | 56 |
| ランダムアクセス方式 | 57 |
| VSATネットワーク | 58 |
| デマンドアサイン方式 | 59 |
| 変調方式 | 60 |
| 中継器利得 | 62 |
| 回線設計 | 63 |

6 衛星通信回線設定と運用

| | |
|-------------|----|
| 静止衛星との距離と仰角 | 64 |
| 偏波角 | 65 |

| | |
|--------------|----|
| 降雨減衰への対策 | 66 |
| 衛星回線の遅延時間 | 67 |
| 衛星回線の遅延時間の対策 | 68 |
| 太陽妨害 | 70 |
| 太陽食 | 71 |
| 衛星の墓場軌道 | 72 |

7 周波数と軌道の管理

| | |
|--------------|----|
| ITUの3つの地域 | 73 |
| 衛星システム間調整 | 74 |
| 地球局に関する隣国間調整 | 75 |
| 無線局免許手続き | 76 |

参考

| | |
|----------------|----|
| BPSK, QPSKの誤り率 | 77 |
| コンステレーション | 78 |
| 符号誤り特性 | 79 |
| シャノンの定理 | 80 |
| FEC | 81 |
| FEC利得 | 82 |



インテルサットII号衛星
(1967年1月打ち上げ)を
モチーフにした記念切手

1945年にA.C.クラークが着想

現在、広く利用されている静止衛星システムは第2次世界大戦中、SF作家のA.C.クラークが着想したと言われている。彼は、ドイツのV2ロケットがロンドンを襲う最中に、このようなロケットが将来、通信衛星の打ち上げに役立つだろうと考えたらしい。

そして、Wireless World という雑誌の1945年10月号に、Extra-Terrestrial Relays、すなわち、「地球圏外の無線中継所」という題名の論文を発表する。この論文では、赤道上空35800kmに衛星を配置すると、天空上に静止するように見えるから、同衛星で電波を中継すれば広大な地域にラジオ放送ができることを示したのである。また、これらの衛星を合計3個配置すれば、地球上のどこからでも、電話による通信や放送ができるだろうと述べている。

ただし、当時はトランジスタが発明されるずっと以前であったので、この大型宇宙基地は運用者が乗った有人衛星を想定していた。

その後、反射板による受動型衛星や増幅器搭載の衛星中継器、更には低軌道衛星や静止軌道衛星まで、今日の通信衛星の基本型を提案したのは米国ベル研究所のJ.R.ピアスである。

静止衛星通信のアイデア

Wireless World

EXTRA-TERRESTRIAL RELAYS

Can Rocket Stations Give World-wide Radio Coverage?

By ARTHUR C. CLARKE

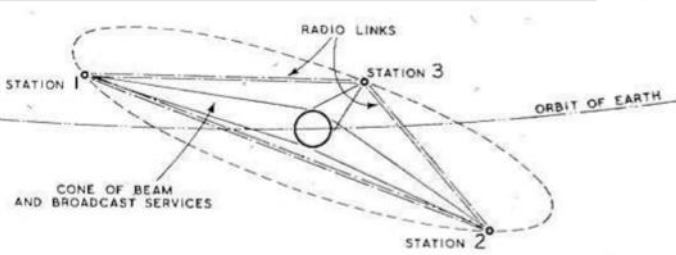


Fig. 3. Three satellite stations would ensure complete coverage of the globe.

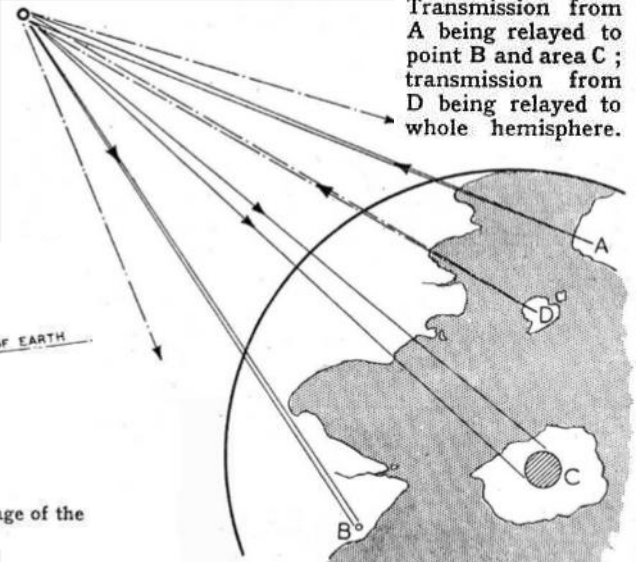


Fig. 2. Typical extra-terrestrial relay services. Transmission from A being relayed to point B and area C; transmission from D being relayed to whole hemisphere.

1945年10月のWireless World誌に衛星中継や静止衛星の仕組みが掲載された。

1. 衛星の軌道

ケプラーの法則

天体の軌道は円錐曲線を描く

太陽を回る天体の軌道が楕円であり、その軌道には次の3つの法則があることを発見したのはケプラーである。

第1法則：惑星は太陽を一つの焦点とする楕円軌道を描く。

第2法則：惑星が太陽のまわりに描く面積速度は一定である。

第3法則：惑星が太陽を回る公転周期の2乗は楕円長軸の3乗に比例する。

その後、ニュートンは、このケプラーの法則から、惑星に働く力が惑星と太陽間の距離の2乗に反比例するという万有引力の法則が導かれることを示した。

また、逆に万有引力の法則からケプラーの3法則が導かれることも合わせて示した。

楕円軌道を極座標で表すと次式になる。 ϵ は離心率である。

また、 l (半直弦) は、楕円の長軸 (a) と短軸 (b) とを用いて、 $l = b^2/a$ で表される。

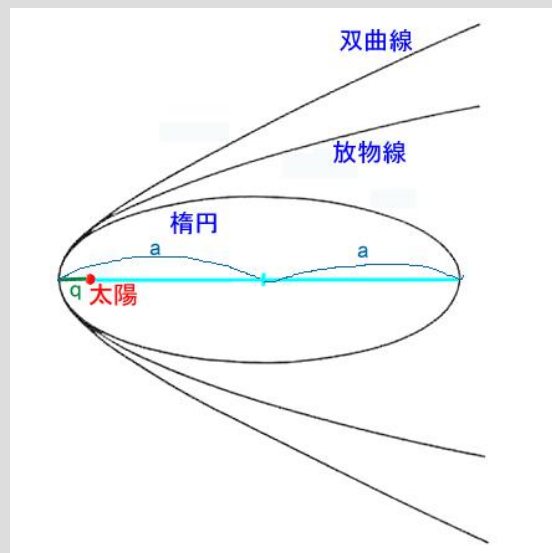
$$r = \frac{l}{1 + \epsilon \cos \theta}$$

惑星の軌道

上式で、 $\epsilon=0$ は円軌道
 $0 < \epsilon < 1$ は楕円軌道
 $\epsilon=1$ は放物線
 $\epsilon > 1$ は双曲線 となる。

太陽系の天体は楕円軌道を描くが、太陽系の外側から太陽引力で自由落下する天体は放物線を描く。また、惑星の引力で加速(スイングバイ)された天体は双曲線軌道を描く。

円、楕円、放物線、双曲線は円錐を任意の平面で切断した断面のため、円錐曲線と総称される。



<http://www.f-space.co.jp/shibuya-star/photo/gotoh/silhouette/elem1.html>

惑星の軌道は円錐曲線を描く。離心率0は円軌道、離心率1は放物線となる。

1. 衛星の軌道

衛星軌道の分類

LEO, MEO, GEOなど

地球を回る衛星軌道には様々な種類がある。特に通信衛星の場合には、地上からの高度による次のような分類が最も広く使用されている。

- ・低軌道 (LEO: Low Earth Orbit) 高度2,000km以下
- ・中軌道 (MEO: Medium Earth Orbit) 高度2,000kmから静止衛星軌道までの高度
- ・静止軌道 (GEO: Geo-stationary Earth Orbit)
- ・高軌道 (HEO: High Earth Orbit) 静止衛星軌道より高い軌道

なおGEOのうち、軌道傾斜角が 0° の軌道をGSO、又はクラーク軌道と呼ぶ場合もある。衛星の軌道傾斜角による分類では、傾斜軌道、その特別な場合である極軌道などがある。

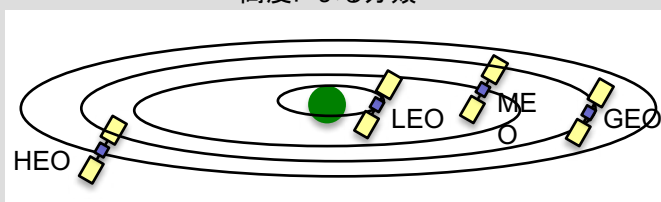
衛星の離心率による分類では、楕円軌道、その特別な場合である準天頂軌道やモルニア軌道などがある。

また、衛星の周期に着目した時には次がある。

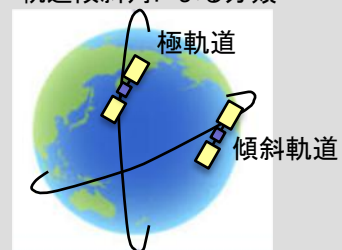
回帰軌道：地球が1回転する間に整数回だけ周回する軌道。静止軌道はその特別な場合。
準回帰軌道：定数日の間に地球を複数回周回した後、元の地球上空に戻る軌道

周回衛星の軌道の分類

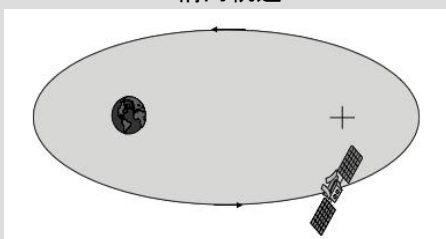
高度による分類



軌道傾斜角による分類



楕円軌道



モルニア衛星の軌跡 (周期12時間)



通信衛星では、LEO, MEO, GEOといった高度による分類が最も広く使われている。



1. 衛星の軌道

衛星の周回速度

衛星速度は周回半径の平方根に反比例して遅くなる

地球上の円軌道を周回する衛星の速度(v)は、地球重心に向かう引力(F_{in})と、反対方向の遠心力(F_{out})が釣り合うことから、次のようにして求められる。

ここで、 m は衛星の質量、 r は地球重心と物体の距離、 μ はケプラー一定数である。

$$F_{in} = m(\mu/r^2), \quad F_{out} = m(v^2/r), \quad \mu = 3.986 \times 10^5 \text{ (km}^3/\text{s}^2)$$

$$F_{in} = F_{out} \text{ から式を変形すると } v = (\mu/r)^{1/2}$$

また、周期(T)と衛星軌道半径(r_s)の間には、ケプラー第3法則(惑星が太陽を回る公転周期の2乗は楕円長軸の3乗に比例する)での惑星を衛星に、太陽を地球に置き換え、ケプラー一定数(μ)を入れると次の関係がある。

$$r_s = [\mu/(4\pi^2)]^{1/3} T^{2/3}$$

ここで、 r_s は地球中心と衛星間の距離(km)、 T は衛星の公転周期(秒)であり、静止衛星の T は平均恒星日の23時間56分である。

衛星の公転周期と速度

| 回転数/日 | 周期(秒) | 高度(km) | 速度(km/s) |
|-------|--------|--------|----------|
| 16 | 5390 | 260 | 7.75 |
| 10 | 8620 | 2710 | 6.63 |
| 8 | 10770 | 4160 | 6.15 |
| 4 | 21540 | 10350 | 4.88 |
| 2 | 43080 | 20180 | 3.87 |
| 1 | 86160 | 35790 | 3.07 |
| 0.5 | 172330 | 60550 | 2.44 |
| 0.25 | 344660 | 99870 | 1.94 |
| 0.1 | 861640 | 189330 | 1.43 |

地球を周回する衛星の速度は周回半径が大きくなるにつれ遅くなり、静止衛星では約3km/秒となる。

23時間56分

静止衛星が地球周囲を1回転(360° 回転)する時間、すなわち公転周期は24時間ではなく、それより4分ほど短い。

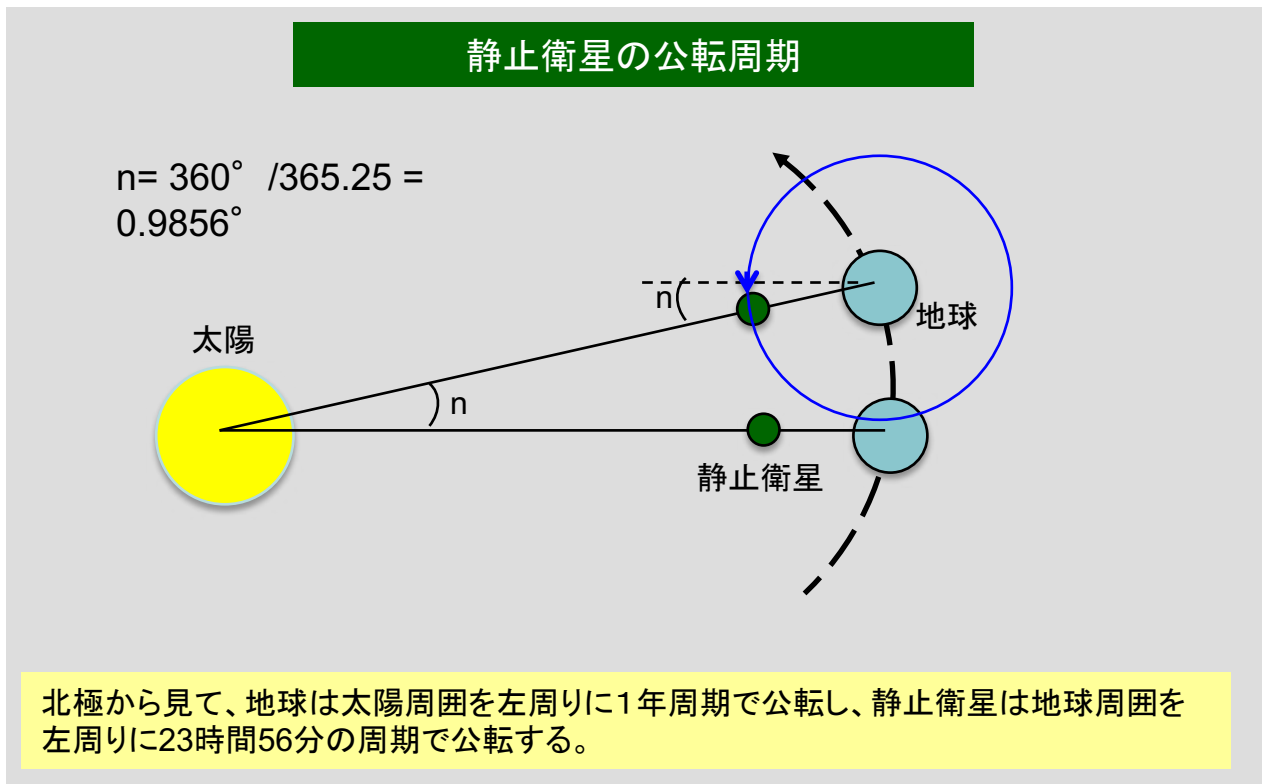
これは、1日の間に地球自身が太陽の周りを約1° だけ回転(公転)するためである。そこで、地球上の定点から見て、衛星が常に天空上の同じ位置に留まるには、1日(24時間)の間に、下図のように地球周囲を1回転に加えて、更に約1° だけ余分に回転する必要がある。

地球の公転周期は閏年を考慮に入れると365.25日になることから、この追加分の角度は1日あたり次になる。

$$n = 360^\circ / 365.25 = 0.9856^\circ / \text{日}$$

すなわち、衛星は24時間で地球周囲を(360° + 0.9856°)回転することになるので、その公転周期は次になる。

$$p = 24 \times 360 / (360.9856) = 23.9344 \text{ 時間} = 23\text{時間}56\text{分}$$



1日で小さな8の字を描く

地球から見て上空の定点に静止しているのが静止衛星だが、実際には一日の間に小さな8の字を描くような動きをしている。それは、静止衛星の軌道が赤道面上の完全の円の形になっていないからである。

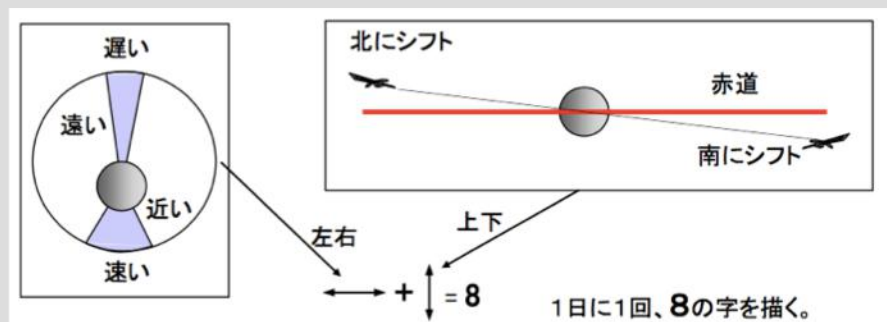
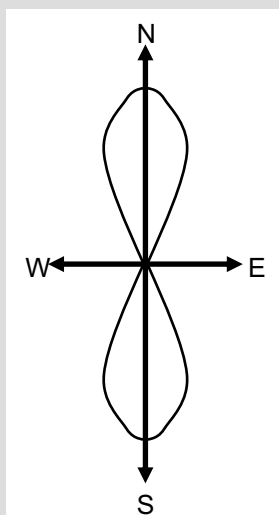
軌道面は赤道面に対して僅かに傾斜しているとともに、軌道の形状は遠地点と近地点がわずかに異なる楕円になっている。

軌道が傾斜していることから、地球上の定点から見た衛星は完全な静止位置に対して南北(上下)方向の移動を繰り返すことになる。一方、楕円軌道によって、衛星移動の角速度は地球自転の角速度に比べて近地点付近では速く、遠地点付近では遅くなるので、東西(左右)方向の移動を繰り返すことになる。

そこで静止衛星を24時間観測すると、8の字形の軌道を1周して見える。

この8の字を縦に大きくずらせたのが準天頂衛星「みちびき」である。「みちびき」では静止衛星と同じ24時間(正確には23時間56分)の周期を持つが、大きな軌道傾斜角と、地球重心を1つの焦点とする長楕円軌道を持っているため、上下が非対称な大きい8の字軌道になっている。

地球から見た静止衛星の軌跡



“衛星通信, 小西”より

実際の静止衛星が8の字を描くのは、僅かな軌道傾斜角をもち、長径・短径が僅かに異なる楕円軌道であるためである。

パーキング軌道、トランスファ軌道を経由して静止軌道に到達

衛星を赤道上空36000kmの円軌道である静止軌道に配置するには、通常、次の手順をとる。ここで、軌道変更に使用するエンジンはアポジ(遠地点)モーターとも呼ばれている。

第1段階： 地上からロケットにて低高度の円軌道に打ち上げる。この軌道は一時的に停留する軌道であるので、パーキング軌道と呼ばれる。

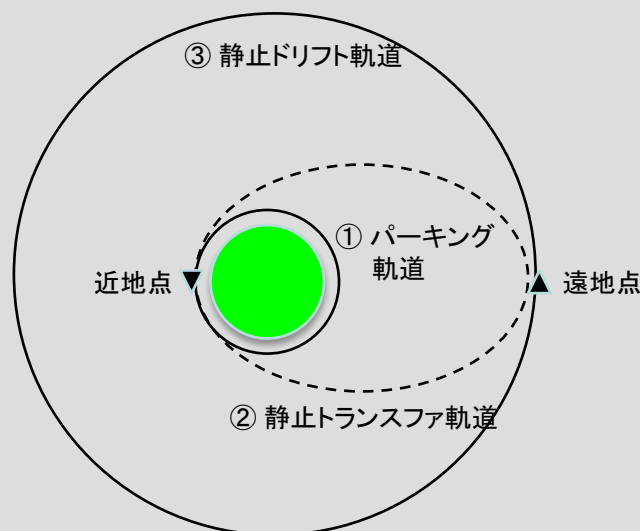
第2段階： 適切な時点でエンジンを一定時間噴射することで、地球から最も遠くなる地点(遠地点)が36000kmとなる楕円軌道(GTO:静止トランスファ軌道)に乗せる。

第3段階： GTO遠地点にて再度、エンジンを一定時間噴射して、高度36000kmの円軌道である静止ドリフト軌道に乗せる。

第4段階： 静止ドリフト軌道上にて衛星スラストにより衛星の経度を少しずつずらすことで所定の静止軌道位置まで移動させる。

第1～3段階による軌道変換はホーマン変換と呼ばれ、軌道高度の変換に要するエネルギーが最小で済むことが知られている。

ホーマン変換による静止衛星の打ち上げ



遠地点が高度36000kmになる静止トランスファ軌道の遠地点でアポジモーターを噴射して高度36000kmの円軌道(静止ドリフト軌道)に移動させる。

天空上での衛星瞬時位置を決めるパラメータ

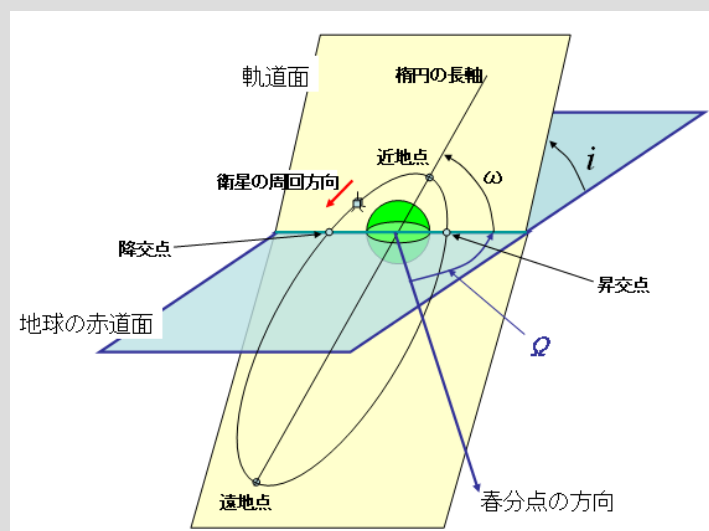
地球を周回する人工衛星の軌道を決めるパラメータである。ある時刻(t)における次の6個のパラメータがわかれば、その後の宇宙空間での位置が求められる。合計6個が必要なことは次により理解できる。

人工衛星の軌道はケプラーの法則により、地球重心を1つの焦点にもつ2次曲線を描く。この2次曲線の形を決めるには2つのパラメータが必要である。次に、その軌道面を指定するとともに、軌道面上でどの方向を向いているかを示すために合計3つのパラメータが必要となる。これらは、軌道傾斜角(i)、近地点引数(ω)、昇交点赤経(Ω)である。このうち i は軌道面が赤道面となす角、 ω は軌道面内の楕円の向き、 Ω は北極周りの軌道面の回転角度である。

そして、残りの1つは、時刻(t)にこの軌道上のどの位置にいるかに関係する数値であり、衛星が近地点を通過する時刻である近地点通過時刻(T)で表される。

ただし、実際の人工衛星の軌道は、月や太陽の引力や太陽の輻射熱などによる様々な影響(摂動)を受けるため、理想的な地球球体と人工衛星のみの2体問題の解である軌道6要素は時間の経過とともに少しずつ変動することになる。

軌道6要素



<http://ja.wikipedia.org/wiki/人工衛星の軌道要素#/media/File:Orbital-element1.png>

衛星の軌道6要素が分かれば、任意の時刻での衛星の天球上の位置が決定できる。



1. 衛星の軌道

人工衛星の軌道パラメータ

2行軌道要素形式 (TLE)

TLE (Two Line Elements) は、アメリカ航空宇宙局 (NASA) と北アメリカ航空宇宙防衛司令部 (NORAD) が使用している衛星軌道6要素を示すためのテキスト形式のフォーマットである。

TLEは1行69文字の2行からなり、次で構成される。

```

AAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAA (衛星名)
1 BBBBCDDEEEFFF GGGHHH.HHHHHHHH +.JJJJJ-J +KKKKK-K L MMMMM
2 BBBBB PPP.PPPP QQQ.QQQQ RRRRRRRR SSS.SSSS TTT.TTTT UU.UUUUUUUU
  VVVVVW

```

このうち、軌道6要素に相当する次の6つの数値は次の文字で示される。

- ・軌道傾斜角(度) PPP.PPPP
- ・昇交点赤経(度) QQQ.QQQQ
- ・離心率(小数点以下の値) RRRRRRRR
- ・近地点引数(度) TTT.TTTT
- ・平均運動(回転/day) UU.UUUUUUUU
- ・元期における通算周回数 VVVVV

TLEの例

赤枠内の数値は軌道傾斜角(°), 青枠内の数値は24時間の回転数

【GEO衛星例: インテルサット37】

```

INTELSAT 37E (IS-37E)
1 42950U 17059A 18158.33983758 -.00000137 00000-0 00000-0 0 9993
2 42950 0.0205 332.3376 0002370 133.5532 254.1353 1.00269915 2659

```

【LEO衛星例: イリジウム106】

```

IRIDIUM 106
1 41917U 17003A 18158.56187554 .00000072 00000-0 18561-4 0 9991
2 41917 86.4002 233.5400 0002580 107.0169 253.1310 14.34220502 73019

```

【MEO衛星例: GPS BIIF-12】

```

GPS BIIF-12 (PRN 32)
1 41328U 16007A 18157.71892955 .00000050 00000-0 00000+0 0 9994
2 41328 54.8385 205.9109 0023133 218.7168 141.1928 2.00563652 17074

```

TLEには衛星の名称や軌道6要素などの情報が含まれている。



1. 衛星の軌道

JAXAの軌道情報提供サービス

衛星の位置や軌道を各種形式で表示

軌道6要素を示すTLEデータから、任意の時刻で地上の任意の地点から見た衛星の位置(仰角、方位角)や地図上の軌跡などを求めることができる。例えば、次のJAXAの軌道情報提供サービスサイトでは、次のような各種データへの変換や表示サービスを提供している。

<http://odweb.tksc.jaxa.jp/odds/main.jsp>

① 衛星位置計算

地上の位置(緯度、経度、高度)と、TLEデータ、観測期間(日)を入力することで、時々刻々の軌道データ計算結果を7種類(パース一覧、天球表示、プラネタリウム、テキストデータ、観測値プロット、ワールドマップ、3D表示)のいずれかの形式で表示できる。

② 衛星軌道作成

軌道6要素のTLEデータとデータ生成期間(30日以内)を入力することで、刻々の軌道データ計算結果をTEXT,CSV,xML,JSONのいずれかの形式で取得できる。

衛星のTLEデータについては、次のような公開サイトから入手できる。

NORAD TLE Current Data <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/>

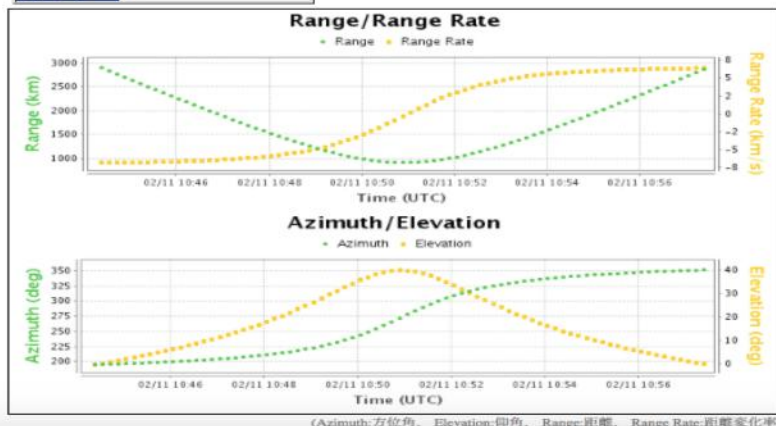
JAXA軌道情報提供サービスによる表示例

右はIridium111のTLEデータを入力後、衛星の観測位置と時間帯を指定して、当該位置での仰角・方位角を表示したもの。

この他に、天球、プラネタリウム、ワールドマップ,3D等の様々な形式で表示が可能になっている。

| | | | |
|------------|-------------------------|--|--|
| 衛星名 | Iridium111 | | |
| 期間 | 2017/02/11 ~ 2017/02/12 | | |
| 観測地 | 東京都 / 新宿区 | | |
| 緯度(degree) | 35.686 | | |
| 経度(degree) | 139.695 | | |
| 高度(m) | 50 | | |

| | | | |
|---------|---------------------|---------------------|---------------------|
| イベント | 見え始め | 最大仰角 | 見え終わり |
| 日時(UTC) | 2017/02/11 10:44:21 | 2017/02/11 10:50:53 | 2017/02/11 10:57:27 |
| 日時(JST) | 2017/02/11 19:44:21 | 2017/02/11 19:50:53 | 2017/02/11 19:57:27 |
| 方位角(度) | 197.21 | 275.00 | 353.56 |
| 仰角(度) | 0.05 | 40.55 | 0.05 |



TLEデータを入力することで、様々な形式の軌道暦が表示される。

地球を回るには8km/秒以上の速度が必要

物体を上向きに発射する際、発射速度を高めるにつれて物体を遠くまで飛ばすことができる。この初速を秒速8kmまで高めると、地球表面に落下することなく、人工衛星となって地球周囲を回るようになる。

この時、円運動する人工衛星の遠心力($m \cdot v^2/r$)は地球引力($G \cdot mM/r^2$)と釣り合うので次式となる。ここで、 m 、 M は物体、地球の質量、 v は速度、 r は回転半径、 G は万有引力定数である。

$$m \cdot v^2/r = G \cdot mM/r^2$$

上式より、 $v = \sqrt{GM/r}$ となる。

地球半径を R 、地表面からの物体の高度を h とし、 G のかわりに地表面での重力 g を用いると、

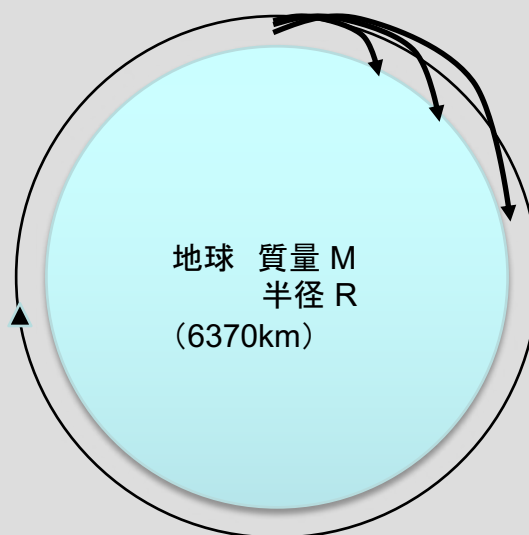
$$r = R + h$$

$$g = G \cdot M/R^2 \quad \text{より} \quad v = \sqrt{gR^2/(R+h)} \quad \text{と表される。}$$

上式より、 h が高くなるにつれ、 v は遅くなるのがわかる。地表すれすれに飛ぶ場合($h=0$)の速度 v_1 (第1宇宙速度)は $v_1 = \sqrt{gR}$ となる。

これに、 $g=9.8 \text{ (m/s}^2\text{)}$ 、 $R=6370 \text{ (km)}$ を代入すると、 $v_1 = 7.9 \text{ (km/s)}$ と計算される。

第1宇宙速度



地球を周回する人工衛星となる第1宇宙速度は7.9km/sである。

地球引力を振り切るには11.2km/sが必要

ロケットの速度を第1宇宙速度から更に上げると、ロケットの軌道は地球から離れた大きな楕円になっていく。更に速度を上げると、地球の引力を振り切って、ついには地球を焦点とする放物線の軌道になる。この時の速度が第2宇宙速度である。

第2宇宙速度は、位置エネルギー(E_p)と運動エネルギー(E_m)の和が常に等しいとした力学的エネルギー保存則から求められる。このうち前者は、物体に働く地球引力を距離に沿って積分した値であり、普通、無限遠点を0とした負数として表される。

$$E_p = -G \frac{Mm}{r} \quad E_m = \frac{mv^2}{2} \quad M, m \text{は地球, 物体の質量, } r \text{は地球中心と物体の距離, } v \text{は物体の速度, } G \text{は万有引力定数}$$

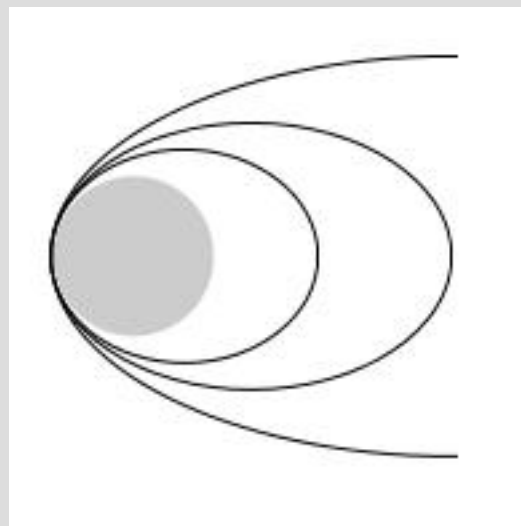
即ち、 $E_p + E_m = (\text{一定})$ であり、地球を回る衛星では $E_p + E_m$ が負数となる。一方、地球引力圏外に出る物体では前者は0になるので、 $E_p + E_m \geq 0$ となる。

ここで地表($r = R$)にて、 $E_p + E_m = 0$ となる速度 v_2 が第2宇宙速度であり、

$$G \frac{Mm}{R} = \frac{mv_2^2}{2} \quad \text{および } g = G \cdot M/R^2 \quad \text{から、 } v_2 = \sqrt{2GM/R} = \sqrt{2gR} \text{ となる。}$$

第2宇宙速度

地球を周回する物体の速度を更に上げてゆくと、地球を回る楕円軌道が大きくなってゆき、やがては地球の引力に打ち勝って、放物線の軌道になる。



第2宇宙速度は第1宇宙速度の $\sqrt{2}$ 倍であり、11.2km/sとなる。



2. ロケット

ロケット方程式

作用反作用の運動量保存則から求まる

ロケットは、推進剤を後方に高速で噴射させる反動によって速度と高度を上げていく。このロケットの原理は、いわゆる作用反作用の法則、別の言葉では運動量保存法則にある。

今、質量 m のロケットが w (一定)の速度で推進剤を噴射し続けた時、 T 時間後のロケット速度 v は次式(ツィオルコフスキーの式)で与えられる。

$$v = w \ln (m_0/m_T)$$

ここで、 m_0 , m_T は打ち上げ時および T 時間後のロケットの質量、 \ln は自然対数である。すなわちロケット速度 v は噴射速度 w が高いほど、質量比(m_0/m_T)が大きいほど高くなる。

上式にて、 w を比推力400秒に相当する $w=4000$ (m/s)、 v を第1宇宙速度(7.9km/s)とすると、質量比(m_0/m_T)は7.4 と計算される。

すなわち、エネルギーロスが全くない理想的なロケットを地上すれすれの高度で周回させるには、最終重量の約7倍の重量をもつ推進剤が必要という計算になる。

ロケット方程式

微小時間 Δt の間に Δm の推進剤を速度 w で噴射させることでロケット速度が Δv だけ増加することを、運動量保存法則で示すと次式になる。ここで第1項は噴射された推進剤の運動量の変化分、第2項はロケットの運動量の変化分である。

$$w \Delta m + (m - \Delta m) \Delta v = 0$$

$\Delta m \Delta v$ は他に比べ小さいとして無視できるから、式を書き換えると次になる。

$$\Delta v = -w \Delta m/m$$

これを微分方程式とみて両辺を積分すると、

$$\int dv = -w \int 1/m dm$$

更にロケット初速度を0(静止)、初期質量を m_0 、 T 時間後の質量を m_T として上式を解くと、

$$v = w \ln (m_0/m_T) \quad \text{となる。}$$

T時間後のロケット速度は、推進剤発射速度と質量比から求められる。

2段式あるいは3段式が主流

ロケットには、単段式と多段式の2つがある。

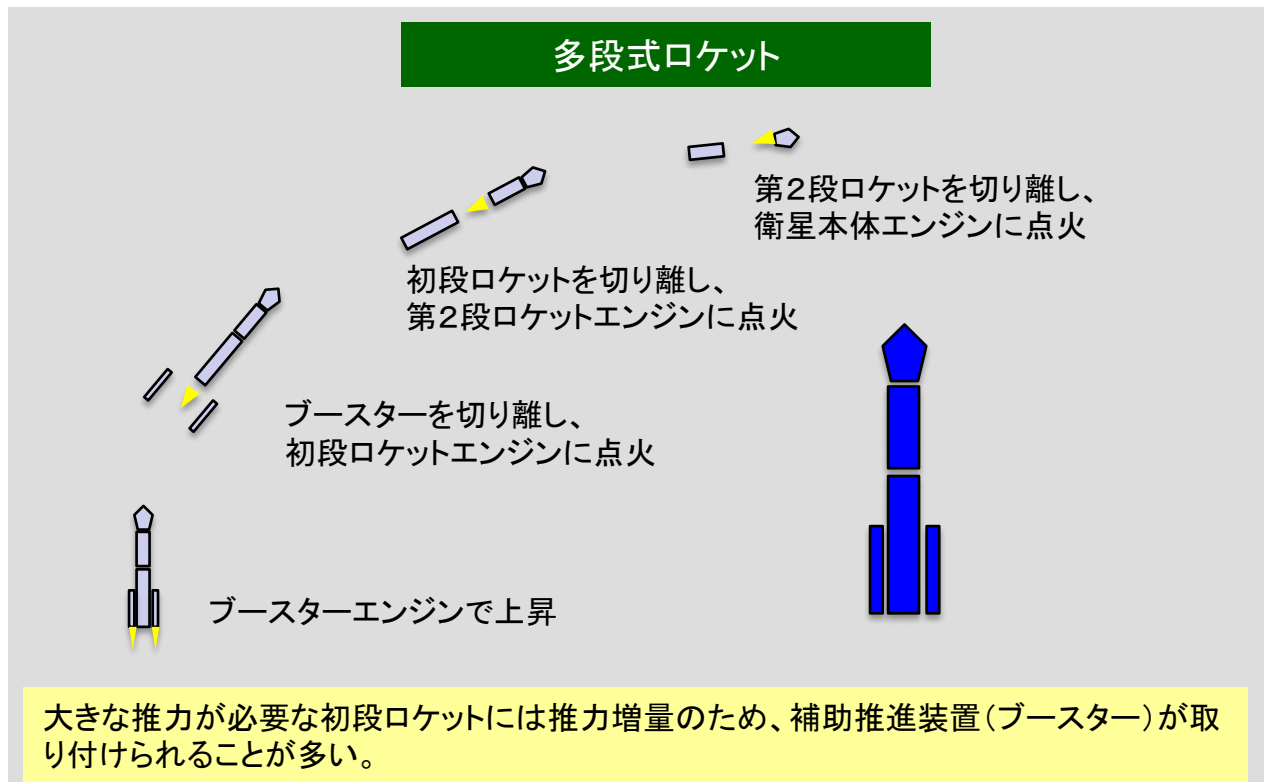
単段式は水ロケットのように、燃料、タンク、エンジンが1つのもの。

一方、多段式は、初段ロケットの上に2段目、その上に3段目のロケットをつなげ、各段のロケット燃料が燃え尽きたら、それを切り離し、その上のロケットに点火して上昇を続ける方式である。

ロケットは静止の状態から、重力に逆らって本体を持ち上げるため、特に初段ロケットには大きな推力が必要となる。そこで、現在、多くのロケットでは初段ロケットの周囲に固体燃料のブースターを2個ないし4個を取り付け、発射直後はブースターエンジンによって高度を上げてゆく。

燃焼が終わり空になったロケットのタンクやエンジンは、お荷物になるだけだから、これを切り離して軽くすることで、上昇が楽になる。

段数を増やすに従って、更に楽になるわけが、各段にはエンジンや切り離し用の機構や制御が必要となるため、現在は、2段あるいは3段式が主流である。



様々な条件により窓が狭まる

初段ロケットの打ち上げが可能な時間帯であり、「打ち上げ窓」とも言う。ロンチウィンドウは搭載する衛星のミッションや能力、衛星の軌道、更には保安上の理由など一般的に次のような制約条件によって打ち上げ時間が限定されるからである。

1. 目標物の軌道平面と射場が交差する時間帯に打ち上げる必要があるため。
2. 深宇宙の天体に到着させる宇宙探査機では、制約条件の厳しい軌道に投入が必要なため。
3. 太陽電池パネルで電力を発生させる場合には太陽との位置関係が重要となるため。
4. 飛翔中のロケットや、軌道上のISSなどとの接近を避けるため。

通信衛星の場合には、ロケットから衛星を分離した後に地上局からのコマンド投入によって、複数回の軌道変換を行う必要があることから、このコマンドの投入ができるように制御監視用の地上局(TTC局)から可視であるなどの条件も重要である。

静止衛星では、1-2時間のロンチウィンドウが確保できることが多いが、宇宙探査機では非常に短く、月探査機「かぐや」では僅か2秒間、小惑星探査機「はやぶさ」では30秒間であった。

ロケット打ち上げ前には、これらの制約条件を算出プログラムに代入することで、最適なロンチウィンドウを求めることになる。

ロンチウィンドウの例

- NASA太陽系外惑星探査衛星(TESS)での例
同日の打ち上げ窓は30秒間と短い。深宇宙探査のミッションに加え、SpaceXロケット第1段を再利用のため洋上回収するとの条件も加わっているとみられる。

| EVENT DETAILS | |
|---------------------|--|
| Launch Date: | April 18, 2018 |
| Launch Window: | 22:51 UTC (30sec Window) |
| Launch Vehicle: | Falcon 9 FT Block 4 |
| 1st Stage Recovery: | Drone Ship Landing |
| Launch Operator: | SpaceX |
| Launch Site: | SLC-40 Cape Canaveral Air Force Station, Florida |
| Payload: | TESS (Transiting Exoplanet Survey Satellite) |
| Payload Type: | Exoplanet Science |
| Payload Operator: | NASA |



<http://spaceflight101.com/events/falcon-9-tess/>より

ロンチウィンドウは少ない燃料消費で目標軌道に正確に到達させることに加え、種々の保安上の理由からも制約を受ける。

打ち上げ能力向上とコスト低減が進む

大型ロケットは米国のデルタやアトラス、欧州のアリアンやロシアのプロトン、中国の長征などとともに日本のH-IIA, Bがある。

このうち、H-IIBはH-IIAの設計をもとに、JAXAと三菱重工が共同開発した現時点で日本で最大能力を有するロケットであり、三菱重工が製造と打ち上げを担当している。H-IIBでは、第1段にH-IIAのエンジンLE-7Aを2基搭載し、固体ロケットブースターを4基搭載している。

大型ロケットではコスト、信頼性、ロケット性能などが重要であるが、このうち、ロケット性能面で最も重要であるのは静止トランスファ軌道(GTO)への打ち上げ能力と考えられる。

このGTOへの打ち上げ能力では、米国のDelta 4 Heavy, 欧州のAriane 5 ECAの能力が約10トンと最も高性能であり、米国ファルコン9, ロシアのプロトンM, 日本のH-IIBがこれらに続いている。(H-IIBのGTO打ち上げ能力は約8トン)

近年になって市場参入した民間企業スペースX社のファルコン9は徹底した低コスト化を図っていることから、日本でも次期ロケットH3で大幅なコスト削減を目指している。

世界の主なロケット



スペースX社のファルコン9は大型ロケット市場に価格破壊をもたらしつつある。

軽い燃料を高速噴射し続けるのが鍵

質量比を一定とした場合、到達速度 v は燃料の噴射速度 w に比例することになる。そこで、ロケットを高性能にするには w を高めればよいが、 w と v は噴射する燃料の質量にも依存する。一般に、軽い燃料を高速で長時間に渡って噴出できれば v を高くできることになる。

そこで、ロケット性能を表す数値としては推力に加え、推進剤の能力を示す比推力 I_{sp} も広く用いられる。 I_{sp} は下式のように噴射速度 w を重力加速度 g で割った値であり、時間の単位をもつ。

$$I_{sp} = w/g$$

I_{sp} を用いるとツィオルコフスキーの式は次になる。

$$v = I_{sp} g \ln (m_0/m_T)$$

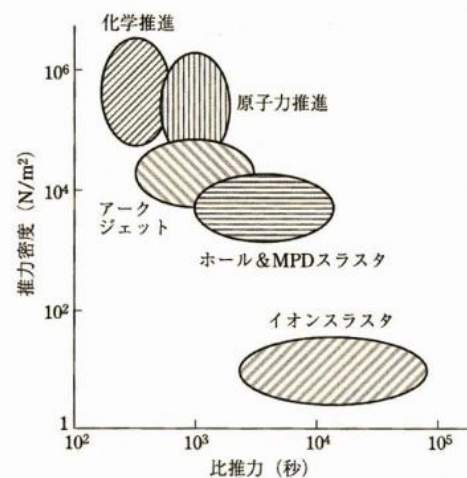
液体水素などの軽い分子を噴射する液体燃料の比推力は300-460秒と高く効率がよい。また、軽いイオン粒子を電氣的に加速して高速噴射するイオンエンジンは更に高い比推力を持つ。しかし、化学推進エンジンに比べて大きな推力は発生できない。

比推力と推力密度の関係

軽いイオン粒子を電氣的に加速して高速噴射するイオンエンジンは比推力が高いが、化学推進エンジンに比べて、大きな推力は発生できない。

各種推進機の推力密度と比推力の関係

出典: 栗木恭一, “電気推進ロケット入門”, (東京大学出版会, 2003)



比推力は、1 kilogramの推進剤を燃焼させた時、1Nの力を何秒間維持できるかを表している。

液体ロケットは複雑だが、効率や機能が高い

ロケットの燃料(推進剤)に関しては、大きく分けて固体式と液体式の2つがある。ロケットエンジンは、ジェットエンジンと異なり大気がないところで飛行するため、燃料とともに搭載する酸化剤を用いて燃料を燃やし、高温ガスを後方に噴射することで加速する。

液体水素などの液体燃料は分子量が小さいため、平均分子量が大きい固体燃料に比べて比推力に優れている。また、推力を調整できる機能や燃焼停止・再着火等の機能を備えることができるとともに、燃料タンクの大型化も容易である。

一方、液体ロケットは下図のように燃焼室、噴射器、点火器、ノズル、ポンプ、タービン等の多くの部品を要するため固体ロケットより複雑である。また、極低温ガスを扱うため、断熱や蒸発ガスの管理、燃料補充などで取り扱いが難しい。

燃料に液体水素、酸化剤に液体酸素を用いたロケットは液体燃料ロケットでは最高の比推力を持つため、衛星打ち上げロケットとして大きなペイロード搭載が可能である。

二種の液体でなく、ヒドラジンや過酸化水素のように触媒によって自己分解する一液式の単純な構造のエンジンはアポジモーターや姿勢制御用スラスタ等に用いられている。

主な燃料と酸化剤の組み合わせ

| | 燃料 | 酸化剤 |
|---|---------------------------|--|
| 1 | 液体水素 (LH2) | 液体酸素 (LOX) |
| 2 | ヒドラジン (分子式: N_2H_4) | 硝酸類 (分子式: HNO_3) 四酸化二窒素 (分子式: N_2O_4) |
| 3 | ケロシン(灯油) | 液体酸素 (LOX) |
| 4 | 液化天然ガス (LNG) | 液体酸素 (LOX) |

【液体エンジンの例 LE-9】



大型ロケットの多くは燃料に液体水素、酸化剤に液体酸素を用いている。

軽い燃料を高速噴射できる

2003年打ち上げられた探査機「はやぶさ」が、数々の困難を乗り越えて深宇宙の小惑星「イトカワ」から微粒子を持ち帰り、2010年に無事帰還できたことは大きなニュースとなった。この「はやぶさ」大旅行の成功をもたらした理由の一つには、日本（宇宙科学研究所とNEC）が開発した高性能イオンエンジン μ 10（注）の存在がある。

宇宙空間の飛翔体の推進には、酸素がないためジェットエンジンは使えない。そこで考案されたのがイオンエンジンである。イオンエンジンではアルゴンやキセノン粒子を帯電（イオン化）させた後、電気によってイオンを加速し後方に噴射することで推進力を得る。

「はやぶさ」では、マイクロ波の照射によってキセノンガスをイオン化するという独自のマイクロ波放電式イオンエンジンを開発・搭載することで、累積4万時間という長期間運転に耐えることができた。マイクロ波放電式はイオン生成時に電極が不要となるため、従来の方式に比べて単純・軽量・高信頼となる利点がある。

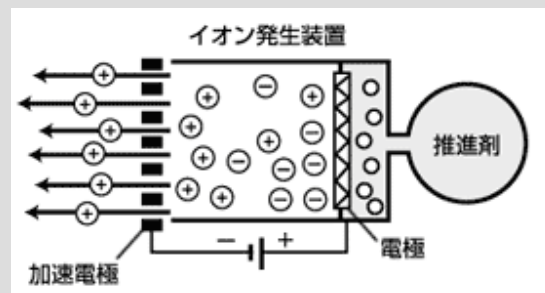
（注） μ 10の名称は直径10cmのマイクロ波放電式を用いた μ ロケット最上段モーターであることを示している。

イオンエンジン

【 μ 10エンジンの諸元】

| 項目 | 数値・諸元 |
|------|------------------------|
| 型式 | イオンエンジン/ 無電極プラズマ推進器 |
| 推進剤 | キセノン |
| 推力 | 10mN |
| 比推力 | 1,700秒から3,400秒（可変） |
| 重量 | 36kg |
| 設計寿命 | 14,000時間 |

【イオンエンジンの原理】



出典：JAXAのサイトより

<http://spaceinfo.jaxa.jp/hayabusa/about/principle2.html>

イオンエンジンは化学推進エンジンに比べ推力は低いですが、比推力が極めて高く、高寿命であるため、軌道上衛星の位置保持用スラスタや深宇宙航行エンジンなどに適している。

単独打ち上げに比べて費用削減可能

大型ロケットの打ち上げ能力が向上する一方で世界各国より多数の衛星打ち上げニーズが高まっていることから、一度に複数衛星を打ち上げることが一般化している。

例えば、MEO衛星であるO3b衛星は合計4基の衛星を同時に打ち上げている。所定軌道位置の投入までに多くの燃料が必要な静止衛星でも、複数衛星を同時打ち上げることもある。

軽量の衛星を低軌道上で運用するLEO衛星の場合には、更に多数個の衛星を搭載する。

例えばIridium NEXT衛星では一度に10基ずつを打ち上げている。

2021-22年に、合わせて約720基の極軌道衛星配置を計画しているOneWeb社は、一度に30基以上の衛星を数週間間隔で打ち上げる計画である。

更に超小型の衛星においては、インドISROが2017年12月にPSLV-C37ロケットにて国内外の合計104基の衛星打ち上げに成功したと発表している。

なお、主衛星を打ち上げるロケットの打ち上げ能力余剰部分を用いて、主衛星に相乗りさせる衛星をピギーバック衛星と呼んでおり、単独打ち上げに比べて大幅に費用削減できる長所がある。

複数衛星同時打ち上げの例

| 衛星システム | 軌道 (地上高) | 衛星重量 | 打ち上げ機 | 同時打ち上げ数 |
|--------------|--------------|------------------|-----------------------------|----------|
| Iridium Next | LEO (780km) | 800kg (打ち上げ時) | Falcon 9 | 10 |
| O3b | MEO (8063km) | 700kg (dry mass) | Soyuz | 4 |
| OneWeb (計画中) | LEO (1200km) | 150 kg | Soyuz (LauncherOneのオプションも?) | 34 or 36 |

【試験中のIridium NEXT衛星】



SPACEFLIGHE NOWサイトより

LEO衛星では大型ロケットに多数個を搭載して同時打ち上げを行っている。



2. ロケット

衛星バス

自動車やコンピュータでのプラットフォームに相当

衛星としての基本機能を正常に動作させるための機器と、衛星の主構造を併せた部分を総称して衛星バスと呼んでいる。

一方、その衛星が特定の目的(ミッション)を遂行するために必要な機器をミッション機器と呼んで区別している。

通信衛星では、ミッションが異なっても、電力系、姿勢制御系、推進系などは共通である。そこで、ミッションによって異なる通信機器は専用に設計するが、衛星バス部分については、実績のある設計を使用することで製造コストを低減するとともに、製造期間も短縮できることから広く利用されている。

衛星バスはいくつかのサブシステムで構成されている。

これらのサブシステムには、太陽電池やバッテリーから電力を供給する電力系、衛星の姿勢を制御する姿勢制御系、搭載機器に適切な温度環境を与える熱制御系、テレメトリー信号の送信や地上からのコマンド受信等のTTC系、スラスターやアポジモーターを噴射して加速する推進系、打ち上げ時などでの大きな荷重、振動、衝撃から搭載機器を保護する機体系がある。

衛星バス

【米国、欧州、日本の主な衛星バス】

| 衛星バス サブシステム | 製造者 | 主な衛星バス |
|------------------------------|------------|---|
| 電力系 (EPS) | ボーイング | Boeing 702, 702MP, 702SP HS-376, 601 (旧ヒューズエアクラフト) |
| 姿勢制御系 (ACS) | SS/L | Loral 1300 |
| 熱制御系 (TCS) | ロッキード・マーチン | A2100 |
| コマンド・データ処理系 (TTC 又は C&DH) | ターレス・アレニア | Spacebus 1000,2000,3000,4000 |
| 推進系 | EDSアストリウム | Eurostar 1000, 2000, 3000 |
| 機体系 | 三菱電機 | DS2000 |
| | NEC | NEXTAR |

いくつかの製造者では、顧客からの異なるミッション要求に対応できるように、小型から大型までの複数の衛星バスを用意している。

3. 衛星システム

通信衛星の構成と外観

3軸制御により姿勢を安定保持

現在の通信衛星の大多数は、衛星製造者のプラットフォームである衛星バスと、衛星事業者独自のサービス要件(ミッション)を満たす通信ペイロードとで構成されている。

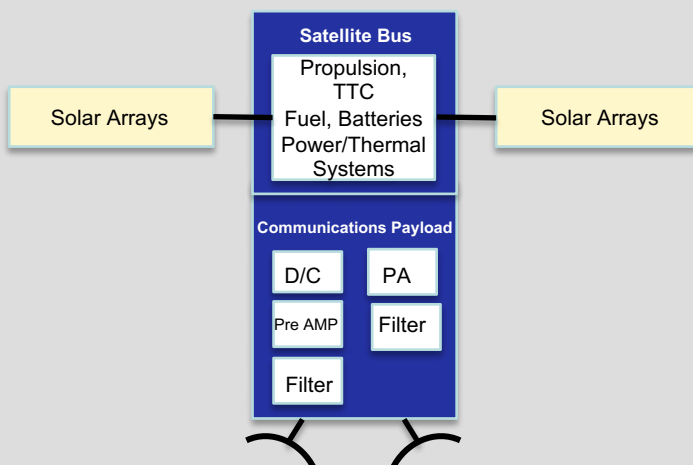
衛星バスでは、3軸制御方式にて慣性空間での自身の姿勢を制御し、地球センサ、太陽センサの情報を元に、地球方向へのアンテナ指向、太陽方向へのソーラーパネル指向制御を行っている。

地球重力ポテンシャル等によって東西、南北方向に次第にずれる軌道位置の修正のため、スラスタエンジンを噴かす推進機構がある。バッテリーは、春分・秋分の頃に起こる衛星食の時間帯に電力を供給する。

下は近年、配置が進んでいる大型通信衛星の一つであるIntelsat 35eの外観であり、打ち上げ時の重量6760kg, 両翼各4枚のソーラーパネルによる供給電力12kW, 設計寿命15年の能力を有している。

次からは、特徴的な衛星軌道を有する通信衛星、測位衛星の典型例を示す。

通信衛星の構成と外観イメージ



Intelsat 35e 衛星
www.intelsat.comより

多くの通信衛星は、両翼に長い太陽電池パネルを展げ、種々のアンテナが常時、地球方向を向くように姿勢制御している。

現在も世界を代表する衛星事業者インテルサット

インテルサットは、東京オリンピック開催年の1964年に発足した国際機関(International Telecommunications Satellite Organization)の略称である。2001年の完全民営化後も、同社は静止衛星軌道上に約50の衛星を配置し、グローバルな通信や衛星放送を提供している。

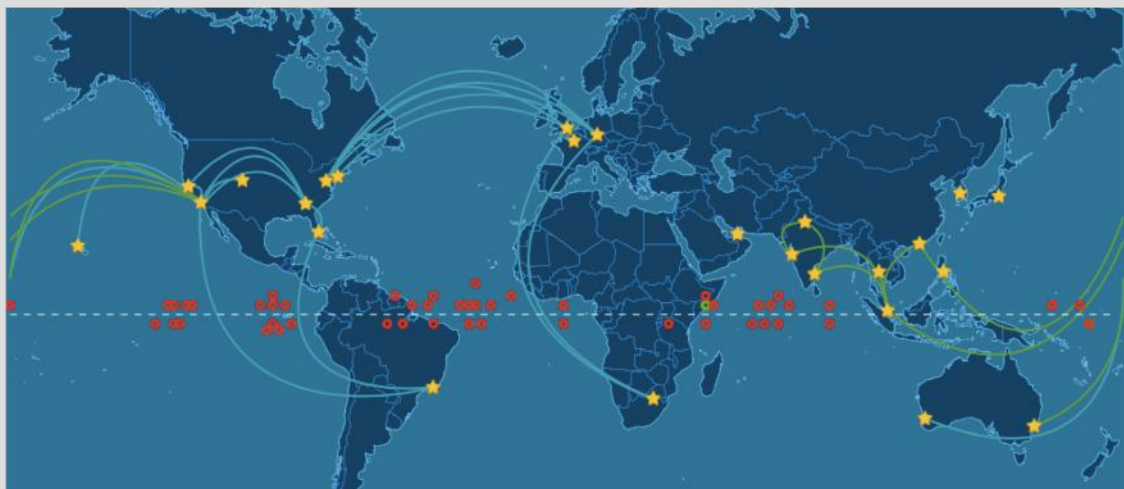
「全世界の国々が参加できる単一のグローバル通信衛星システム」設立を強く提唱したのは米国ケネディ大統領であった。しかし、インテルサット設立の前年に凶弾に倒れ、その惨劇の中継映像によって衛星通信の威力が広く知られるようになったのも事実である。

その後、オリンピックやW杯サッカー等のスポーツイベント、アポロ計画による人類初の月面着陸、ベルリンの壁崩壊や米国同時多発テロ等の映像を、全世界にリアルタイム中継したのはいずれもインテルサット衛星だった。

今日、固定地点間の通信メディアをトラフィック量の観点でみるならば、光ケーブル伝送が大半を占めているが、内陸や島嶼地域などの広く分散した地点との通信は依然、インテルサット等による衛星通信に大きく依存している。

インテルサットは、高邁な理念のもとで設立された数多の国際組織の中で、経済や文化面の影響だけでなく、自らも大きな商業的成功を収めることができた数少ない例といえるだろう。

インテルサット衛星の軌道位置



インテルサットのWebサイトより

インテルサットは、高度36000kmの赤道上空に約50個の静止衛星を配置している。

ビームの空間多重利用

インテルサット衛星では、分散した多くの国々をカバーするため、衛星搭載アンテナのビーム形状や中継器構成を工夫している。

設立当初から多数の国々が地球局を設置し運用するC帯では、これらの国々が同時アクセスできるように、全球(グローバル)ビーム、陸地形状にあわせた成形ビーム、通信需要の多い地域向けのゾーンビームを右旋・左旋の両偏波の中継器と組み合わせている。

一方、広い帯域や小型地球局の利用が可能なKu帯では、マルチスポットビームにより周波数を空間的に繰り返し利用することで通信容量を大幅に高めたHTSの配置を進めている。

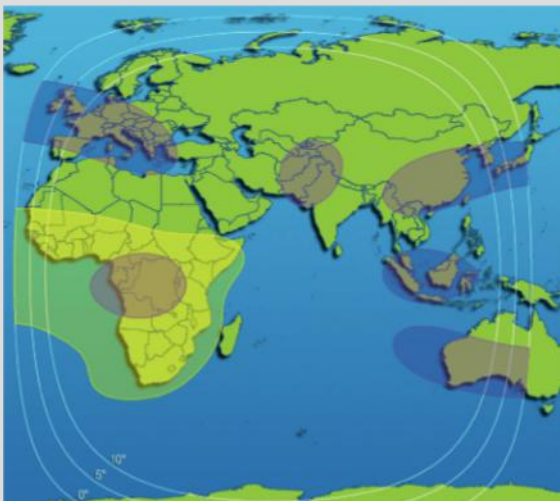
下はインド洋上(東経60°)にて2017年より運用中のHTS(High Throughput Satellite)の一つIntelsat 33eのC帯, アフリカでのKu帯カバレッジである。

C帯では、主にTV中継に使用するグローバルビームは英国と日本を同時にカバーしている。アフリカのサブサハラ地域では、広いエリアをカバーする成形ビームと、その中央部分をカバーするゾーンビームとが直交偏波を使用している。

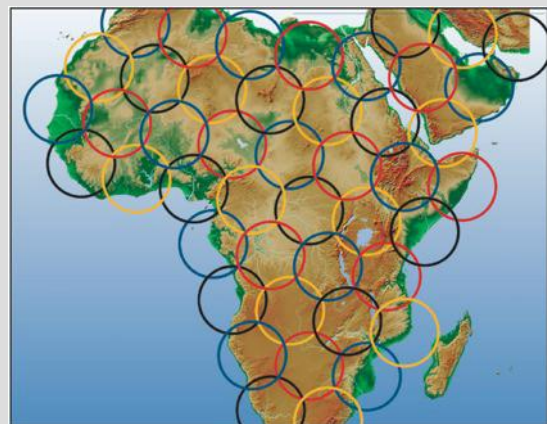
Ku帯では、スポットビームにて4重の空間多重を行うことで通信容量増加を図っている。

インテルサット衛星のビームの例

Intelsat 33e C帯カバレッジ



Intelsat 33e Ku帯カバレッジ (一部のみ示す)



インテルサット資料より

インテルサットは3大洋のほぼ中央の軌道位置に配置することでクラークのアイデアを実現している。

インテルサットのHTS

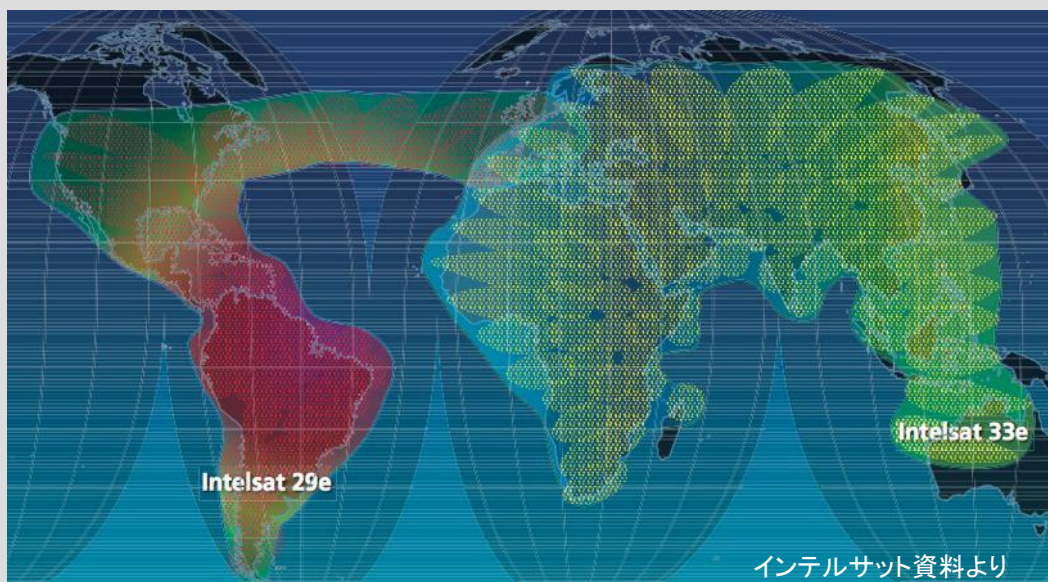
近年、世界の大手通信衛星事業者は、Ku帯やKa帯での広い帯域を活用し、多数のスポットビームを配置することで極めて大きな通信容量を達成する衛星の開発や運用を行なっている。このような大容量衛星は、HTS (High Throughput Satellite) と呼ばれている。

このうちインテルサットは、Epic^{NG}と称するHTSを2018年時点で6基調達し、このうち4基を配置済みである。(残る2基は2019,20年に打ち上げ予定)

他社の多くのHTSでは通信容量等の観点からKa帯を採用しているが、インテルサットEpic^{NG}は主としてKu帯を使用している。インテルサットシステムの既存地球局の多くはKu帯であるため、現行システムからの円滑な移行を重視したからである。また、Ku帯装置はKa帯装置より広く市場に普及しており、降雨減衰の影響など通信品質面でも安定している。

Epic^{NG} の一つである Intelsat 33eでは、Ku帯に多数のスポットビームを繰り返し利用することで、Ku帯下りリンクの中継器帯域は合計9190MHz、また、C帯下りリンクでの中継器帯域は合計2670MHzであり、1衛星の合計で最大25-30Gbpsの通信容量を達成できる。

インテルサットHTSのカバレッジ例



Intelsat 29eでは、北米・南米、欧州に加え、欧米間旅客機への地球局搭載等を見込んで北部大西洋上にもスポットビームを照射している。

極軌道によるLEOシステム

米国イリジウム社が運用する衛星システムであり、地上高780kmの極軌道を周回する合計66の低軌道(LEO:Low Earth Orbit)衛星にて全世界をカバーしている。6つの軌道面の各々に11個の衛星で構成しているが、設計当初の軌道面数は7,合計衛星数は77のため原子番号77の原子に由来してイリジウムと命名された。(66に設計変更後も同名称を継続使用)

衛星とユーザ端末とのリンク(サービスリンク)にL帯の周波数を使用することで、帯域幅は狭いものの、地上系携帯電話並みの小型の地球局を用いた電話やパケット通信や、海上ブイ等のセンサからの小容量データ転送などが可能である。

イリジウム衛星システムでは、隣接する4個の衛星との間にKa帯によるクロスリンクを有している。これによって、1衛星のサービスエリアは直径約2千kmと狭いものの、大洋を含む地球上の多くの地点にハブ局を設置・経由することなく、衛星回線の中継のみで端末-端末間の通信ができる。なお、フィーダリンク(ハブ局-衛星間)にはKa帯を利用している。

イリジウム社はサービス開始間もなく事業運営に失敗し、日本の民事再生法にあたる米国チャプター11の対象となったが、その後、再建を果たすとともに、最近では第2世代システム(Iridium Next)への更新を2019年完了目途に実施中である。

イリジウム衛星の軌道



イリジウム社ウェブサイトより



KDDIウェブサイトより

イリジウム衛星システムでは衛星間中継を用いることで、大洋や極地方にハブ局を設置することなく、これらの地域を含む地球全域で通信が可能である。

3. 衛星システム

イリジウム衛星 (2/2)

48個のスポットビーム

イリジウム衛星システムの各衛星は合計48個のスポットビームを有している。そこで66基の衛星システム全体では合計セル数は3168にもなるが、多くのセルのカバレッジは特に極地方にて重複するため、実際に運用するセルを合計2150に限定することで電力を節約している。

多重アクセス方式では、FDMAとTDDを組み合わせている。

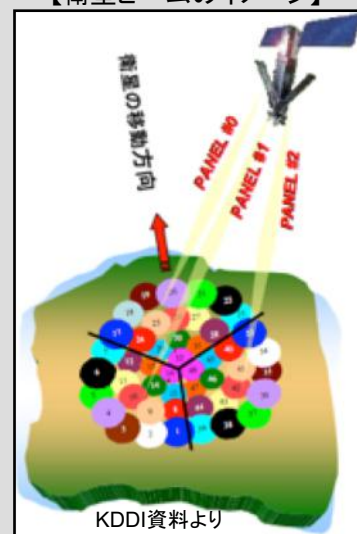
すなわち、1.6GHz帯の10.5MHz幅に、41.67kHz幅のFDMAチャネル240波を並べるとともに、各チャネルは8スロット(4ユーザが上下リンク用に2スロットを使用)のTDMAスロットをもつ90ms長のTDDフレームで構成している。

ただし、セル間の干渉を考慮して隣接セルには同じチャネルを割当てないように周波数再利用係数12を使用するため、各セルで実際に使用するチャネルは(240/12=)20チャネルである。そこで、66基のシステム全体の容量(電話チャネル換算の同時接続数)は(4 x 20 x 2150 =) 172,000になるとしている。

イリジウムNEXT衛星の主要諸元

| 項目 | 数値・諸元 |
|----------|--------------------|
| 衛星重量 | 860kg |
| 衛星電力 | 2kW |
| 設計寿命 | 10年 |
| ビーム数 | 48 |
| サービスリンク | L帯: 1610~1626.5MHz |
| フィーダリンク | Ka帯: 20/30GHz |
| 衛星間リンク | Ka帯: 23GHz |
| 多重アクセス方式 | FDMA/TDD |

【衛星ビームのイメージ】



合計48個のスポットビームがあるが、極軌道によるカバレッジの重複や隣接セル間干渉を考慮して、実際に使用するチャネルを限っている。

赤道上空の高度8千キロを周回するMEO

赤道上空8063kmの円軌道を、6時間(慣性空間では288分)周期で周回する通信衛星システムであり、欧州大手通信会社SESの100%子会社であるO3bネットワークスが運用している。

O3bはOther 3 billionsの略であり、赤道を中心とした中低緯度地域に住む約30億の人々にデジタル高速通信提供を目指す意味を込めている。

2018年現在、16基のO3b衛星が配置されているが、今後の追加打ち上げが計画されている。

各衛星にはKa帯を使用する合計12面の可動アンテナが搭載されており、このうち2面はゲートウェイ局との通信(フィーダーリンク)用、他の10面はユーザ局との通信(サービスリンク)用である。

サービスリンクでは各アンテナに帯域幅216MHzの中継器2式(直交偏波使用)が接続されている。そこで、1ユーザ局あたりの最大伝送速度1.2Gbps、衛星1機全体では最大12Gbpsの伝送速度が得られるとしている。

O3bシステムでは、周回衛星と地球局間でKa帯の鋭いビームを使用するため、衛星アンテナ及び地球局アンテナの双方で常時追尾を行うのに加え、一定時間ごとに後続衛星との間でGW局とユーザ局が協調した衛星切り替えを実施する必要がある。

衛星切り替え時の通信断を回避するには地球局側に2式のアンテナ設備が必要となる。

O3b衛星



O3b衛星の外観イメージ

合計12面のパラボラアンテナのうち10面はユーザ局向け、2面はゲートウェイ局向け。衛星移動に伴いビーム方向が変化するため、各アンテナは相手地球局方向に常時追尾を実施。

O3b社の資料より



O3b衛星の軌道イメージ

ユーザ局とゲートウェイ局の双方は一定時間間隔ごとに、協調して後続衛星へのビーム切り替え(ハンドオーバー)を実施する。

O3bは中軌道衛星のため、静止衛星に比べて伝搬遅延時間が1/4程度となる長所があるが、通信断回避には、2式のアンテナが必要となるなどの欠点がある。

高度2万キロを周回するMEOシステム

代表的な衛星測位システム (GNSS) であるGPS (Global Positioning System) は、米国が軍用に開発したシステム (の一部) を民間開放することで始まり、現在はカーナビ等での現在位置情報の取得に広く利用されている。その後、EU版GPSであるガリレオや、中国版GPSである北斗による開発・運用が行われている。また、日本は、GPSによる測位精度向上のため準天頂衛星を配置し運用が行われている。

GPS衛星は高度20,200km、軌道傾斜角55度、周期12時間の軌道をもつ中高度衛星MEOであり、合計6の軌道面に各4基、合計24基にて基本の衛星コンステレーションを構成している。

各衛星は、原子時計による正確な時刻と、自身の軌道情報とを1.2GHz/1.5GHz帯の信号にて常時放送している。利用者はこの信号を受信し、その受信時刻 (t) と自身の3次元位置 (x,y,z) の4つを変数とした連立方程式計算を行うことで測位を行うことができる。ここで、tは受信装置の時計の精度は低いため変数に加えている。

そこで、この4次元連立方程式を解くには4つの衛星が見える必要がある。しかし、実環境では、可視衛星個数が限られたり、可視衛星の位置関係が悪いなどの問題が起きることから、解法での工夫や測位精度を向上するための様々な対策がなされている。

GPS衛星の軌道と測位の原理

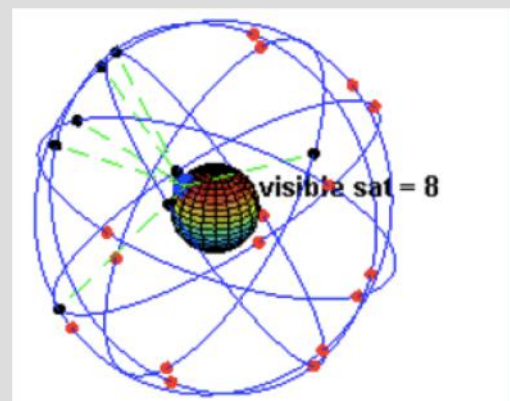
GPS衛星*i*の位置を (X_i, Y_i, Z_i), 受信機の位置を (x, y, z)
GPS信号送信時刻を T_i , 受信機時刻を t とする。
また、 c は光速である。

4つのGPS衛星が見えると、 $i = 1 \sim 4$ の4つの下記連立方程式を解くことで、 t, x, y, z が求められる。

$$c^2(T_i - t)^2 = (X_i - x)^2 + (Y_i - y)^2 + (Z_i - z)^2$$

電波障害のない地域では10基程度のGPS衛星の電波を受信できるので、カーナビは概ね、その全てを受信した後、データを選別・平均化して精度を上げている。

また、GPS機能つき携帯電話では、携帯基地局の位置情報や電波強度を用いて補完している。



数字 (黒) は北緯45° 地点で受信可能な衛星数であり、6~12個に変動する。(ウィキペディアより)

GPSでは、三角測量と同じ原理だが、受信機の位置 (x,y,z) に加え時刻 (t) の4つの変数とした4元連立方程式を解いて位置を求める。

高度2万キロを周回するMEOシステム

4基以上のGPS衛星からの信号が受信できれば衛星測位は可能だが、都市部や山間部ではビルや樹木などで電波が遮られるため、GPS衛星だけでは安定した測位は困難である。

日本が開発し、2010年より「みちびき」の名称で配置を開始した準天頂衛星システム(QZSS: Quasi-Zenith Satellite System)は、地図上で上下非対称の8の字軌跡をもつ衛星を3個以上配備すると、日本各地からは天頂付近の高い仰角に常時1個以上の衛星を見通せるため、同衛星にGPS互換の信号を送信することによって測位不可能な状況を大きく改善できる。

ここで、準天頂衛星軌道は次の主要パラメータを有する楕円軌道である。

・中心経度: 東経135° ・軌道傾斜角: 45° ・離心率: 0.099 ・周期: 23時間56分

2018年6月現在、みちびき1,2,4号機が準天頂衛星軌道に配置されているほか、みちびき第3号機は東経127°の静止軌道に配置されている。

また、GPS衛星のみの受信の場合、電離層遅延による誤差のために測位精度は数m程度にとどまるが、みちびき衛星が送信するサブメータ級補強(L1S)信号を受信することで測位精度を10cm程度まで高めることができる。

準天頂衛星の軌道

地図上での軌跡は上下非対称の8の字。

日本では、天頂付近の高い高度をゆっくりと旋回するように動く。

3衛星構成では、8時間毎に同一軌道の上に次の衛星が到来する。



(左) 地図表示



(右) 天球表示 (JAXAサイトより)

準天頂衛星「みちびき」は軌道傾斜角45°、周期23時間56分の楕円軌道を周回している。

周波数帯の呼称

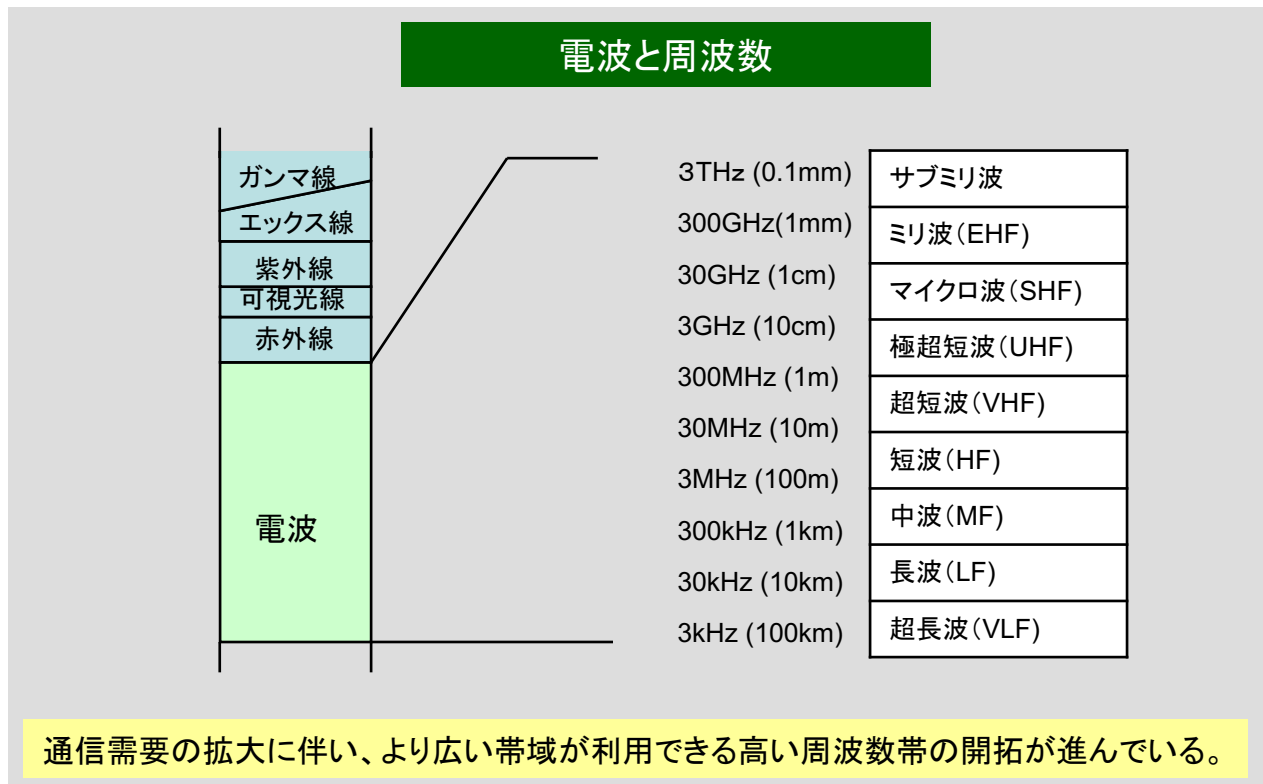
電波や光を含む電磁波は、その周波数によって下図に示すような様々な呼称がある。

特に電波に分類される周波数では、10倍ごとに細分化された呼称が広く用いられている。このうち、衛星通信に使用されている周波数の範囲は、主に3GHzから30GHzまでのマイクロ波(SHF)帯と、300MHzから3GHzまでの極超短波(UHF)帯の上部の帯域である。

これらの周波数帯のうち、1GHzから10GHzの帯域は電波の減衰が比較的少ないのに加え、宇宙雑音が少ないことから、「電波の窓」と呼ばれることもあり、衛星通信や地上マイクロ回線などに早くから使用されてきた。

一方、10GHz以上の高い周波数では、周波数が高くなるにつれ雲や雨による減衰が大きくなる。しかし、より広い帯域が利用できるほか、細いビームを空間多重するにより、更に通信容量を拡大できるため、30GHzまでのマイクロ波の上部が広く使われるようになった。

現在では、衛星通信等の需要増に対応するため、ミリ波の上限付近の275GHzまでの周波数帯が使用できるような国際的な電波割当てが行われている。また、衛星間通信などの一部では、レーザー光を用いた光通信の使用が始まろうとしている。



大気中の分子や原子が電波に影響を及ぼす

電波は地球上空の大気や電離層を通過する際に様々な影響を受ける。

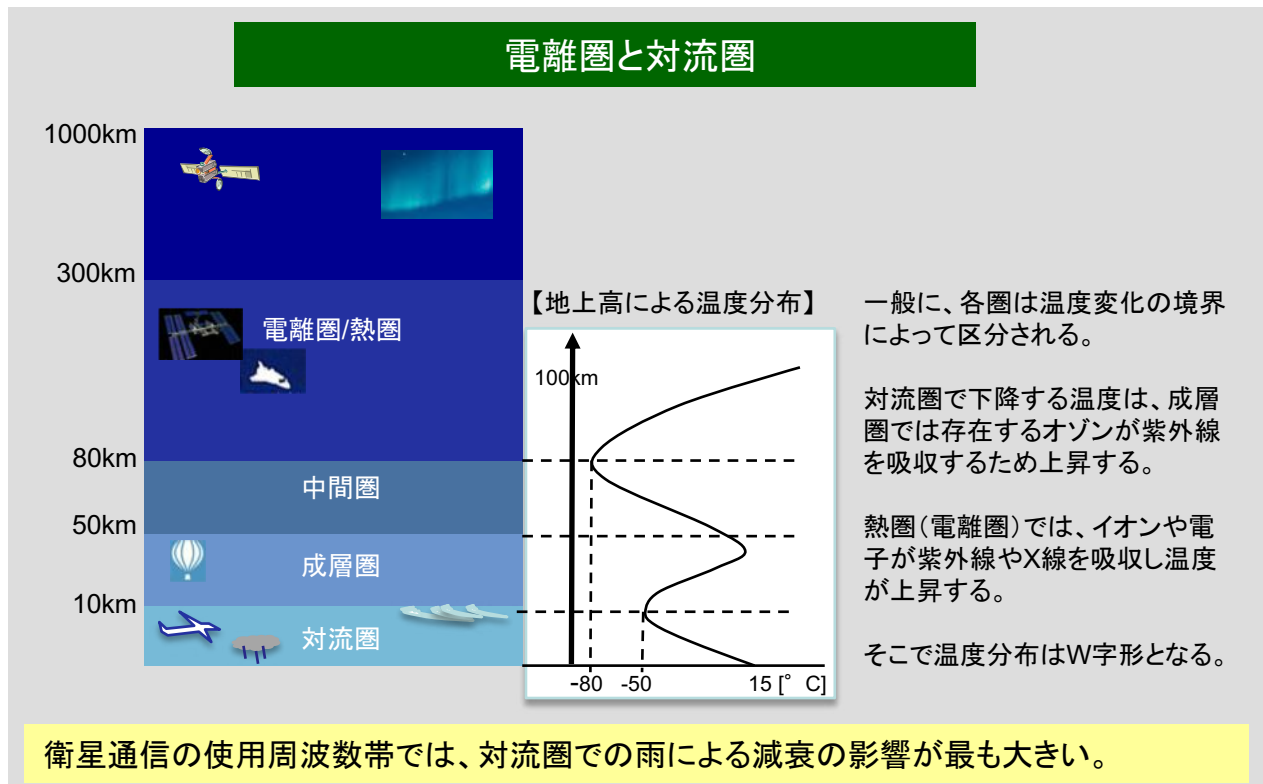
約60kmから500kmの高度にある電離層では、大気中の分子や原子が紫外線やエックス線のエネルギーを受けて、マイナス電荷の電子とプラス電荷のイオンに分離(電離)した状態になっている。このため、HFやVHFの電波では電離層によって反射や屈折が起こる。

一方、これより周波数が高いマイクロ波帯の電波では電離層での反射や屈折はなく直進するが、偏波面が回転(ファラデー回転)する。

なお、1.5GHzのような低い周波数では、主に低緯度地域の夏季に、電離層状態の急激な変化により電波強度が変動するシンチレーションが起こることがある。

地表面近くの対流圏では大気密度が高くなることから、衛星通信の電波が雲や雨の中を通過する際には水分子(H₂O)に電磁エネルギーが吸収されるので減衰が生じる。同時に、受信アンテナから見た大気雑音温度が上昇する。

電波減衰は降雨強度に加え、周波数が高くなるにつれ、また、雨域内を電波が通過する行路長が長くなるにつれ大きくなるため、衛星通信ではその対策が重要である。





4. 電波

衛星通信・衛星放送用の周波数

電波の特徴を生かした周波数の割当と利用

現在、衛星通信業務と衛星放送業務に使用中の電波を周波数帯域別に見ると下表になる。

ここで、固定衛星業務とは、固定設置された無線局(地球局)向けの衛星通信サービスを言う。移動衛星業務は、自動車や船舶などの移動体上の地球局向けの衛星通信サービスである。一方、放送衛星業務は、放送番組を衛星から地上受信者の子局に一斉伝送するサービスである。

一般に電波(割り当て)では周波数が高くなると、次の特徴がある。

- ・より広い帯域が利用できる。
- ・同じ開口面積のアンテナでは利得が高く(指向性が高く)なる。
- ・一定距離の空間を伝搬する間の電波減衰が大きくなる。
- ・降雨による電波減衰が大きくなる。

各業務ではこれらの特徴を生かして、割り当て周波数帯域を主に次のように活用している。固定衛星業務では、多数の地球局間にて双方向の高速通信回線を設定する。移動衛星業務では、小型で簡易な地球局との間で比較的低速な通信回線を設定する。放送衛星業務では、国や特定地域全体に長期間安定した番組伝送回線を設定する。

衛星通信・衛星放送用の周波数帯

| 主な周波数帯 (上り/下り) | 通称 | FSS | BSS | MSS | 特性 |
|-------------------|-----|-----|-----|------|----|
| 1.6/1.5 GHz | L帯 | | | ○ | 小 |
| 2.0/2.2 GHz | S帯 | | | ○ | 小 |
| 2.6/2.5 GHz | S帯 | | ○ | ○ | 小 |
| 6/4 GHz | C帯 | ○ | | | 小 |
| 14/11-12 GHz | Ku帯 | ○ | ○ | △(注) | 小 |
| 30/20 GHz | Ka帯 | ○ | | △(注) | 小 |

↑
帯域幅
↓

↑
アンテナ利得
↓

↑
伝搬損失
↓

↑
降雨減衰
↓

(注) 計画中のLEOシステムによるMSSがFSSに干渉を与えない条件で、各国で認可されつつある。

| | |
|-------------------------------------|---------------|
| FSS(Fixed Satellite Service) | 固定局との間の衛星通信業務 |
| MSS(Mobile Satellite Service) | 移動局との間の衛星通信業務 |
| BSS(Broadcasting Satellite Service) | 放送衛星業務 |

衛星通信では通信需要の急増に対応するため、高い周波数の利用が進んでいる。

互いに直交する両偏波を利用

偏波には直線偏波と円偏波の2種類がある。

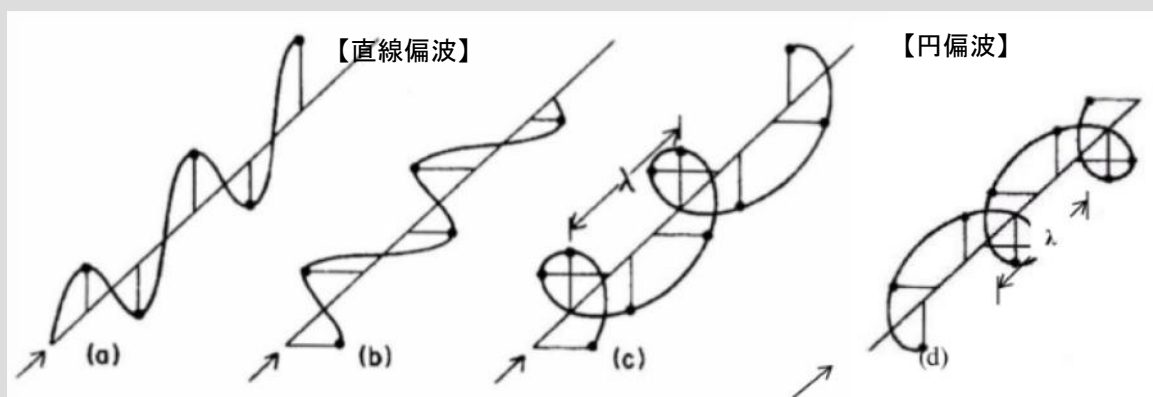
直線偏波では、電界が水平方向、磁界が垂直方向のまま進行する電波を水平偏波、磁界が水平方向、電界が垂直方向の進行波を垂直偏波と呼んでいる。

一方、円偏波では、垂直(y)方向の電界位相が水平(x)方向の電界より $\pi/2$ だけ進んでいる場合には、伝搬方向に向かって電界が反時計(左)周りに回転して見えるので左旋円偏波、逆に $\pi/2$ だけ遅れている場合には、時計(右)周りに回転して見えるので右旋円偏波と呼んでいる。

地上波TV放送では、水平方向に素子を並べた八木アンテナで分るように水平偏波のみ、地上携帯電話では、ダイポールアンテナを縦方向に並べて基地局アンテナで分るように垂直偏波のみを用いている。

衛星通信では、使用周波数などの違いによって、円偏波または直線偏波のいずれかにて、左旋及び右旋、水平及び垂直の両偏波を使用することで周波数帯域を有効利用している。

直線偏波と円偏波の電界



(a) 垂直偏波 (b) 水平偏波 (c) 左旋偏波 (d) 右旋偏波

衛星通信では、使用周波数などの違いによって円偏波または直線偏波のいずれかを使用する。C帯では円偏波、Ku帯では直線偏波の使用が多い。

地球の磁場と電離層の相互作用で偏波角が回転

電離層中を電波が通過する際、地球磁場中の電離層内電子からの影響によって、左旋偏波と右旋偏波では伝搬の位相速度が異なることになる。結果として、直線偏波の偏波方向に回転をもたらす。

これは、ファラデー効果と呼ばれ、その回転角度(θ)は次式で示されている。

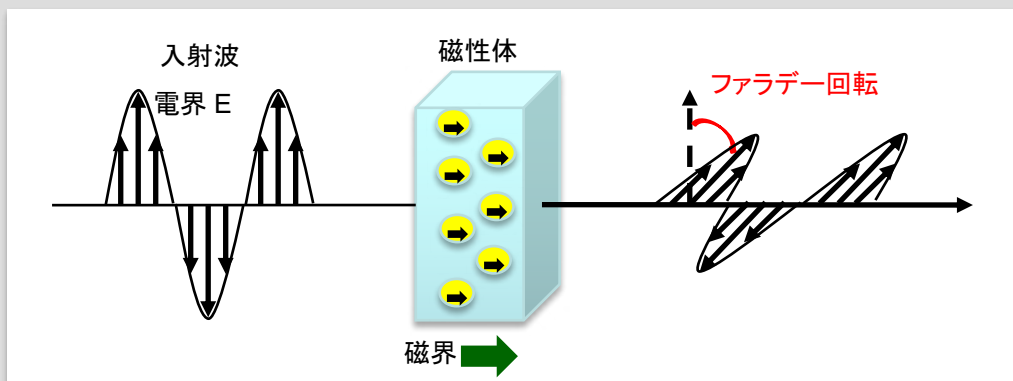
$$\theta = 236 B_{av} N_T f^2$$

ここで、 f は電波の周波数(GHz)、 B_{av} は地球磁場の平均値(W_b/m^2)、 N_T (el/m^2)は電離層の電子密度(TEC)である。すなわち、VHF/UHF帯の電波では強く影響を受けるが、周波数が高くなると影響は軽微となる。

電離層状態によってはVHF/UHFでは最大15回転も回転するが、同条件で3GHzでは最大1ラジアン、11GHzでは最大 4° 程度である。

そこで、電離層を長く通過することがある主にC帯(4/6GHz)の衛星通信では円偏波を使用することでファラデー回転の影響を回避している。一方、Ku帯の衛星通信では、その影響が少ないため装置構成が簡単な直線偏波を使用することが多い。

ファラデー回転



磁場に平行な進行方向に電波を通過させると、偏波面が回転する現象(ファラデー効果)は光アイソレーターに利用されている。

Kmあたりの減衰量の近似式

衛星通信に使用する電波では周波数(f : GHz)が高くなるにつれ、降雨時の減衰が増加する。

降雨減衰は雨滴による電波の吸収によって生じるため、降雨減衰量(L : dB)は、降雨強度(R : mm/h)の増加に伴い、また、電波が雨域を通過する行路長(D_{RAIN} : km)が増加するにつれ大きくなる。そこで、衛星仰角(図で θ)が低くなるにつれ減衰量が大きくなる。

ある降雨強度(R : mm/h)における1kmあたりの減衰量 γ_R (dB/km)は世界各地での観測結果から、周波数に依存する2つのパラメータ α, k を用いた下式で近似できる。

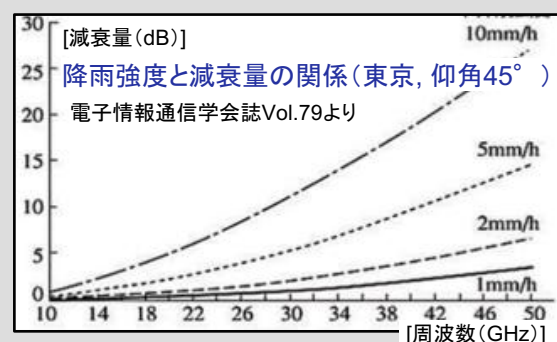
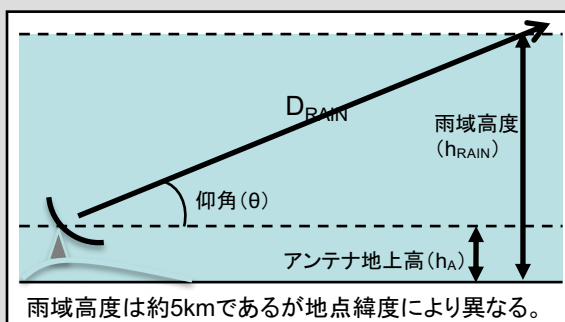
$$\begin{aligned} \gamma_R &\cong k \cdot R^\alpha \\ L &= \gamma_R \cdot D_{RAIN} \end{aligned}$$

このパラメータ α, k とともに、一定の年間時間率(1%, 0.1%など)に対する世界の地域別降雨強度(次ページ)がITUにて作成されている。これらの数値をもとに、一定の年間時間率における降雨減衰量が計算できる。

降雨による減衰

周波数に依存する k, α は、偏波によっても多少異なり、ITU勧告P.838-3によると次になる。

| GHz | 1.5 | 4 | 6 | 11 | 14 | 20 | 30 |
|------------|-----------|-----------|-----------|---------|---------|---------|--------|
| k_H | 0.0000443 | 0.0001071 | 0.0007056 | 0.01772 | 0.03738 | 0.09164 | 0.2403 |
| α_H | 1.0185 | 1.6009 | 1.5900 | 1.2140 | 1.1396 | 1.0568 | 0.9485 |
| k_V | 0.0000574 | 0.0002461 | 0.0004878 | 0.01731 | 0.04126 | 0.09611 | 0.2291 |
| α_V | 0.8957 | 1.2476 | 1.5728 | 1.1617 | 1.0646 | 0.9847 | 0.9129 |



降雨減衰量は、降雨強度と周波数に依存する複数の係数を用いた式から計算できる。



4. 電波

地域別の降雨強度

日本はK地域とM地域に分類

ITUでは、世界各地での観測結果をもとに、年間の一定時間率に対する1時間あたりの降雨強度(mm/h)の分布図として作成している。(ITU勧告PN837-1)

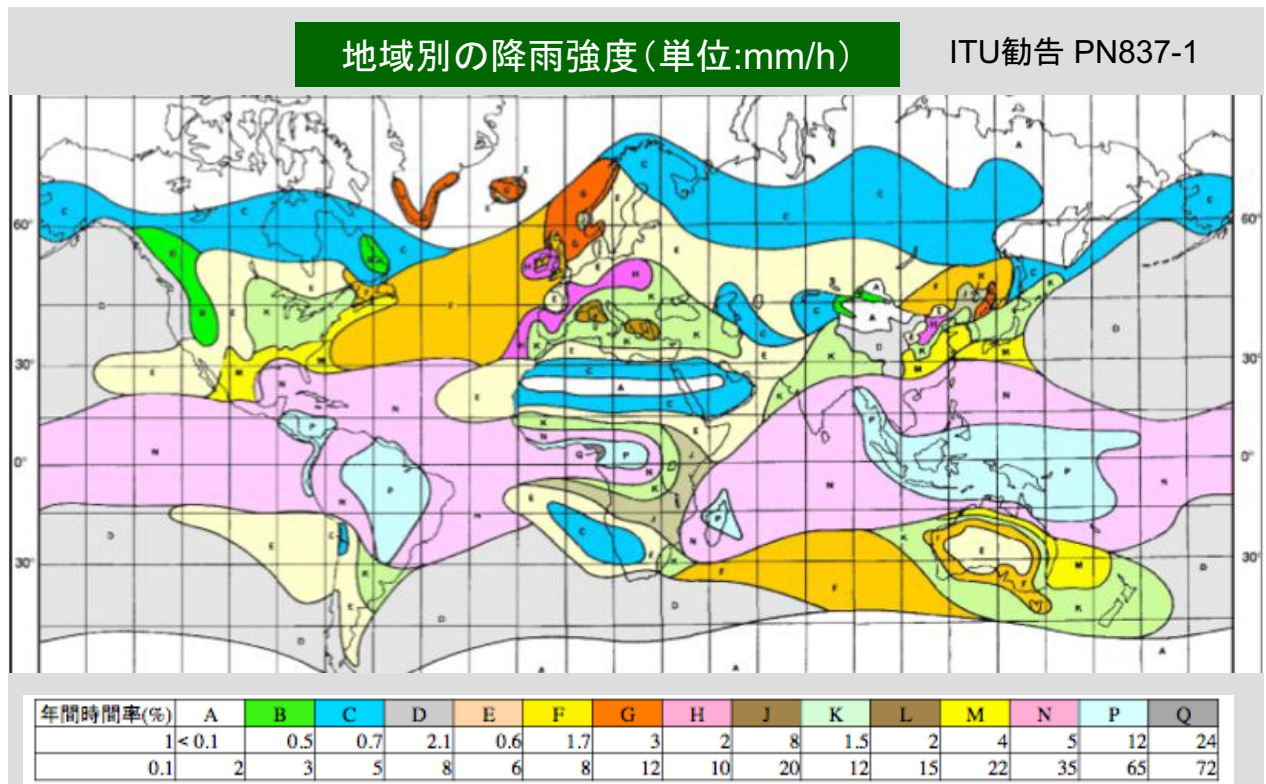
これによると、日本の北東部を含むK地域、南西部を含むM地域での年間時間率P(%)における降雨強度R(mm/h)は次になる。

| | | | | | | | |
|-------------|-----|-----|-----|------|------|-------|-------|
| P(%) | 1.0 | 0.3 | 0.1 | 0.03 | 0.01 | 0.003 | 0.001 |
| K地域のR(mm/h) | 1.5 | 4.2 | 12 | 23 | 42 | 70 | 100 |
| M地域のR(mm/h) | 4 | 11 | 22 | 40 | 63 | 95 | 120 |

これによると、例えば、20GHz, 水平偏波をK地域にて仰角45°で受信する時、年間時間率0.1%での降雨減衰量L(dB)の計算値は以下になる。雨域高度(D_{RAIN})は5kmとする。

$$\gamma_R = k \cdot R^\alpha = 0.092 \times 12^{1.06} = 1.28$$

$$L = \gamma_R \cdot D_{RAIN} = 1.28 \times (5/\sin 45^\circ) = 9.1 \text{ (dB)}$$



2.4m径アンテナでは50dBi弱

衛星通信で使用するパラボラアンテナ等の開口面アンテナの利得(G_i)は次式で求められる。ここで、 G_i は仮想的な等方性アンテナを基準(利得0)としたアンテナ利得であり、 λ は波長(m)、 A_e は有効開口面積(m^2)である。

$$G_i = 4\pi A_e / \lambda^2$$

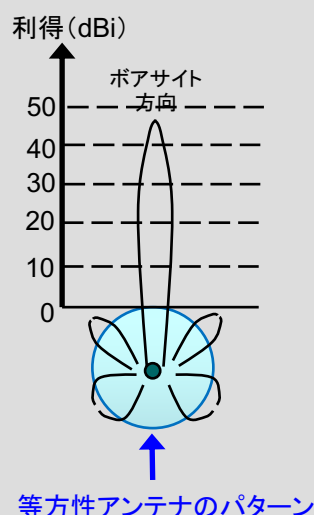
実際のアンテナ開口面積(A)と開口能率(η)を用いると、 $A_e = \eta A$ であるから、上式は

$$G_i = 4\pi \eta A / \lambda^2 \quad \text{となる。}$$

多くのパラボラアンテナの場合、 η は0.6から0.7(60-70%)程度である。

固定設置のKu帯小型地球局は、Ku帯VSATの技術的条件を満足する場合、包括免許での無線局免許申請が可能となっている。その技術的条件では、送信利得を50dBi以下としていることから、パラボラアンテナの場合、概ね直径2.4mに相当する。

アンテナ利得 (開口能率60%の場合)



| | | アンテナ直径(m) | | | |
|--------------|----|-----------|------|------|------|
| | | 1 | 2.4 | 6 | 10 |
| 周波数 (GHz) | 2 | 24.2 | 31.8 | 39.8 | 44.2 |
| | 4 | 30.2 | 37.8 | 45.8 | 50.2 |
| | 6 | 33.7 | 41.3 | 49.3 | 53.7 |
| | 11 | 39.0 | 46.6 | 54.6 | 59.0 |
| | 14 | 41.1 | 48.7 | 56.7 | 61.1 |
| | 20 | 44.2 | 51.8 | 59.8 | 64.2 |
| | 30 | 47.7 | 55.3 | 63.3 | 67.7 |

直径2.4mのKu帯パラボラアンテナの利得は約50dBであり、全方向に一律の放射パターンを有するとした仮想アンテナに比べて、指向方向のビームは10万倍の感度を有する。

利得が3dB低下する幅

アンテナのビーム幅は、図のように利得が最大値から3dB(0.5倍に)低下するビーム幅(θ)で指定する。

一般のパラボラアンテナの場合、 θ は次式で近似できる。ここで、 λ は波長、 d はアンテナ直径である。

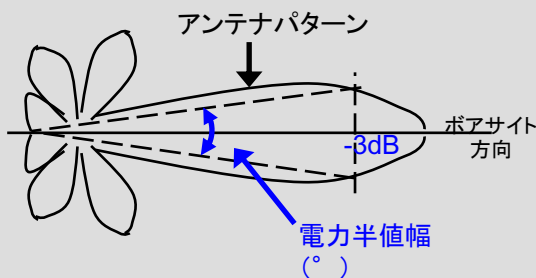
$$\theta_i \approx 75 \lambda / d$$

θ_i を種々の λ , d について計算すると下表になる。

衛星放送で使用される口径45~60cm程度のKu帯アンテナでは、ビーム幅は3~5° であるので、設置の際に、衛星方向を捉えるのはそれほど困難ではない。

一方、口径1m程度となるKu帯VSATではビーム幅が約2° となるため、慣れないと衛星信号の捕捉に時間を要する。

アンテナビーム幅



| | | アンテナ直径 (m) | | | | |
|--------------|-----|------------|------|------|------|------|
| | | 0.45 | 0.6 | 1 | 2.4 | 6 |
| 周波数 (GHz) | 2 | 25.0 | 18.8 | 11.3 | 4.7 | 1.9 |
| | 4 | 12.5 | 9.4 | 5.6 | 2.3 | 0.94 |
| | 6 | 8.3 | 6.3 | 3.8 | 1.6 | 0.63 |
| | 11 | 4.5 | 3.4 | 2.0 | 0.85 | 0.34 |
| | 14 | 3.6 | 2.7 | 1.6 | 0.67 | 0.27 |
| | 20 | 2.5 | 1.9 | 1.1 | 0.47 | 0.19 |
| 30 | 1.7 | 1.3 | 0.8 | 0.31 | 0.13 | |

直径1mのKu帯パラボラアンテナの11GHzでのビーム幅は約2° となる。

近似式

パラボラアンテナの主ビームの放射パターンは次の式で近似できる。
(ITU-R 勧告 S.672-4より)

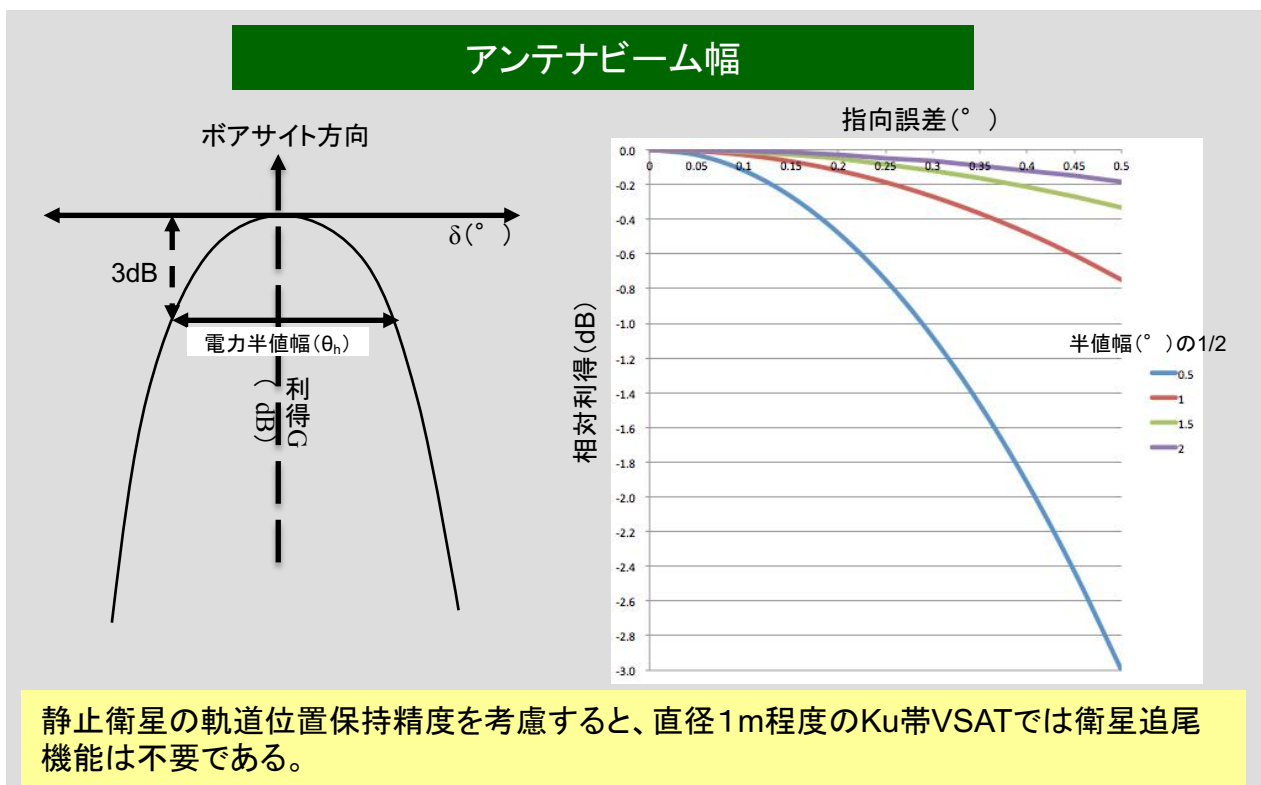
$$G(\theta) \approx G_m - 3(\theta / \theta_0)^2$$

ここで、 G_m はボアサイト方向の利得(dBi), θ は指向誤差, θ_0 は電力半値幅の角度の1/2の角度である。

上式にていくつかの θ_0 に対するパターンを描くと下図になる。

例えば、直径1mのKu帯VSATアンテナでは、11GHzでのビーム幅(電力半値幅)は約 2° であり、下図グラフ(赤線)より、指向誤差が 0.2° , 0.4° における利得低下は0.1dB, 0.5dB となるのがわかる。

静止衛星の軌道上での位置保持精度は、通常、東西(経度)方向、南北(緯度)方向とも $\pm 0.1^\circ$ 以内であることから、Ku帯VSAT等の固定設置の小口径アンテナではアンテナ追尾機構は不要である。



理想的な場合は19dBi

アンテナ性能を表す絶対利得とは、全ての方向に一樣な利得を持つとした等方性アンテナに対して、アンテナ指向方向の利得がどれだけ高いかを示す数値である。

アンテナビームが鋭くなるにしたがって、利得は増加していく。

そこで、サービスを提供するエリアにのみ一樣にビームを照射し、それ以外には一切、漏れがないと仮定した場合に、地球全体をカバーする静止衛星アンテナ(グローバルビームアンテナ)の利得はどの程度であるかを計算によって求めてみる。

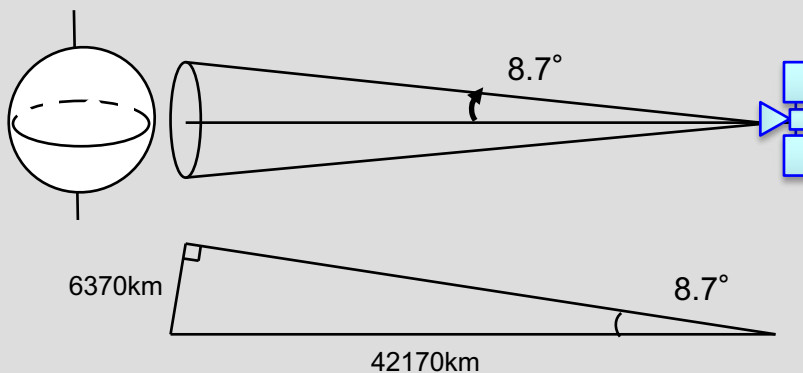
半径 r の球の表面積は $4\pi r^2$ 、 θ の角度をもつ円錐によって切り取られる部分の表面積は $2\pi r^2(1 - \cos \theta)$ になる。そこで、利得 G は、両者の比である次になる。

$$G = 2/(1 - \cos \theta)$$

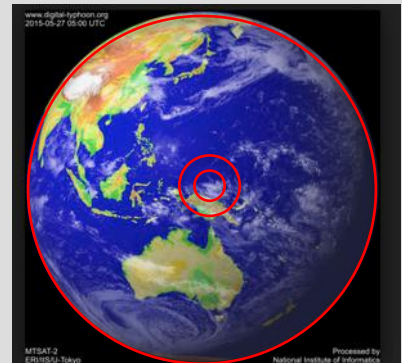
理想的なグローバルビームの場合、 $\theta = 8.7^\circ$ であるから、

$G = 86$ デシベルに直すと、19.3i dBとなる。ただし、実際のグローバルアンテナの例では、照射分布は一樣でないため、利得は16dBi程度である。

衛星グローバルアンテナのビーム幅と利得



また、衛星直下の赤道上で直径1千km, 500kmの理想的な円形ビームをもつアンテナ利得は、それぞれ約37dBi, 43dBiとなる。(実際には、これより数dB程度少ない。)



実際のグローバルビームアンテナ利得は約16dBiとなる。



4. 電波

電力束密度

1平方メートルあたりの電力強度

ある距離の単位面積を通過する電波のエネルギーを電力束密度という。送信機の送信電力(P_t), 送信アンテナの利得(G_t)とすると、距離(d)での電力束密度(P_d)は半径 D の球体表面積($4\pi d^2$)と、 G_t の定義より次式で計算される。

$$P_d = (P_t G_t) / (4\pi d^2)$$

一方、有効開口面積(A_e)をもつ受信アンテナの利得(G_r)は次式で表される。

$$G_r = 4\pi A_e / \lambda^2$$

そこで、受信機入力点での受信電力(P_r)は次となる。

$$P_r = P_d \cdot A_e = (P_t G_t) / (4\pi d^2) \cdot (\lambda^2 / 4\pi) G_r = (\lambda / 4\pi d)^2 (P_t G_t G_r) \text{ となる。}$$

ここで、 $L_p = (4\pi d / \lambda)^2$ とすると次式(フリスの伝達式)になる。 L_p は自由空間伝搬損失である。

$$P_r = (P_t \cdot G_t \cdot G_r) / L_p$$

地表面の電力束密度(PFD)の制限

地上業務用無線局の保護のため、無線通信規則では特定周波数に対して、衛星送信局の電力(地表面での電力束密度)を制限している。以下は1GHz~40GHzでの静止衛星による固定・移動衛星通信業務の場合。

| 周波数帯 | 到来角(δ) | 電力束密度許容値 (dBW/m ²) | 参照帯域幅 | 周波数帯 | 到来角(δ) | 電力束密度許容値 (dBW/m ²) | 参照帯域幅 |
|-----------------|---|--------------------------------|-------|---------------------------|---|--------------------------------|-------|
| 1.525 - 1.530 | 0° < δ < 5° 5° < δ < 25° 25° < δ < 90° | -154 | 4kHz | 12.2 - 12.75 GHz | 0° < δ < 5° 5° < δ < 25° 25° < δ < 90° | -148 | 4kHz |
| 1.670 - 1.690 | | -154 + 0.5(δ -5) | | -148 + 0.5(δ -5) | | | |
| 1.700 - 1.710 | | -144 | | -138 | | | |
| 2,025 - 2,110 | | -136.9 | 1MHz | 17.7 - 19.7 | -115 | 1MHz | |
| 2,200 - 2,300 | | -136.9+0.55(δ -5) | | -115 + 0.5(δ -5) | | | |
| 2500 - 2690 MHz | | -125 | | -105 | | | |
| 3.4 - 4.2GHz | | -152 | 4kHz | 25.25 - 27.5 | -127 | 1MHz | |
| 4.5 - 4.8 | | -152 + 0.5(δ -5) | | -127 + 0.75(δ -5) | | | |
| 7.25 - 7.75 | | -142 | | -105 | | | |
| 10.7-11.7 | | -150 | 4kHz | 37.0 - 40.5 | -127 | 1MHz | |
| | -150 + 0.5(δ -5) | -105 | | | | | |
| | -140 | | | | | | |

衛星通信で使用する周波数は地上業務でも分配されている場合が多いため、他国の地上業務用無線局との共用のための調整も必要になる。

フリスの伝達公式

自由空間、すなわち、周囲に何も妨害するものがない空間を伝わる場合、送信電力(P_t)、送信、受信アンテナの利得(G_t, G_r)、受信機入力での受信電力(P_r)には次の関係がある。

$$P_r = (P_t \times G_t \times G_r) / L_p \text{ (フリスの伝達公式)}$$

ここで、 L_p は伝播損失であり、送受間の距離(d)と波長(λ)により

$$L_p = (4\pi d / \lambda)^2$$

となる。各項を対数(デシベル)で表すと次式となる。なお、ここでは、伝搬路での降雨減衰や受信給電線損失などを「その他損失」(L_o)として加えている。また、 L_p の式では、波長 λ のかわりに周波数 f (GHz), 端末と基地局の距離 d を千kmで計算している。

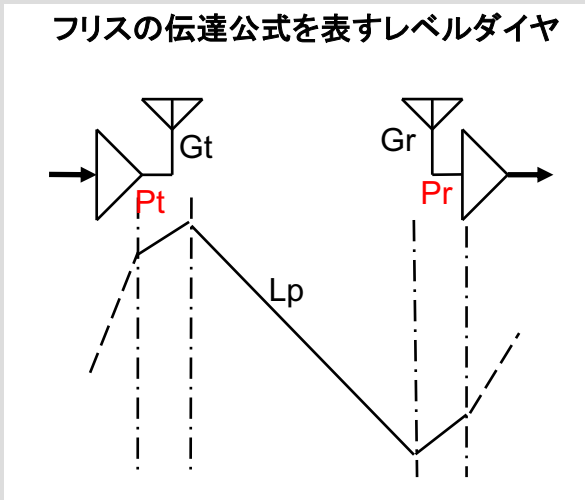
$$P_r = P_t + G_t - L_p - L_o + G_r$$

$$L_p = 152.4 + 20 \log f + 20 \log d$$

静止衛星と地球局間の L_p は、下表のように約200dBと非常に大きい。

伝搬路レベルダイヤと自由空間伝搬損失(L_p)

フリスの伝達公式を表すレベルダイヤ



$d = 38$ (千km)での L_p

| f (GHz) | L_p (dB) |
|---------|------------|
| 1 | 184.0 |
| 2 | 190.0 |
| 4 | 196.0 |
| 6 | 199.5 |
| 11 | 204.8 |
| 14 | 206.9 |
| 20 | 210.0 |
| 30 | 213.5 |

静止衛星と地球局間の自由空間伝搬損失は約200dBと非常に大きい。

ベントパイプ型中継器

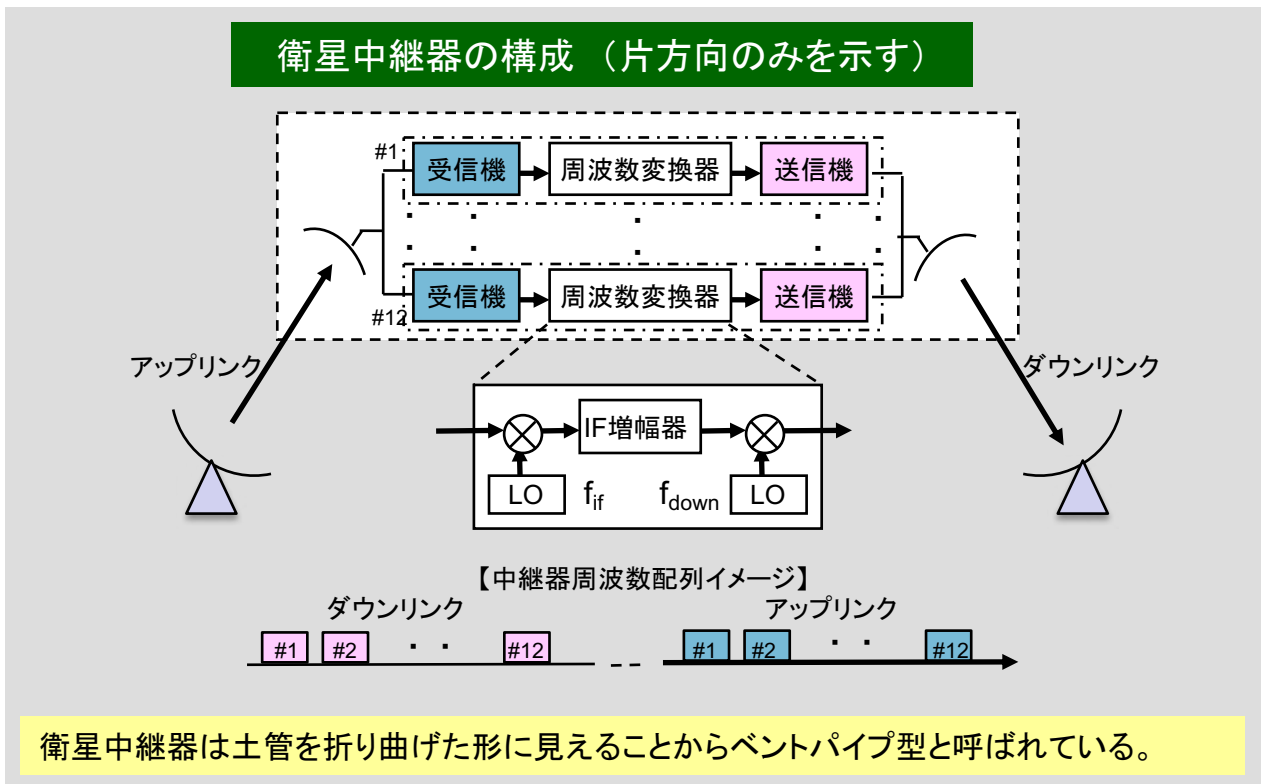
衛星中継器には、デジタル変調信号を復調した後に、増幅・波形整形し、再変調後に送信する再生中継方式の中継器もごく一部にあるが、現在の商用通信衛星のほぼ全ては、ベントパイプ型の衛星中継器を用いている。

ベントパイプ型中継器では、受信機にて受信したアナログ信号を周波数を変換した後、送信機で更に増幅して送信アンテナから送信する。

ベントパイプ型は構成が簡単であり、多数の地球局から周波数多重アクセス方式で送信される異なった変調方式の複数信号を増幅器にて一括して増幅できるなど柔軟な運用が可能である。

アップリンク周波数からダウンリンク周波数への変換を、中間周波数(IF)を介した2段階で行う方式は通信衛星や放送衛星で広く行われている。

大出力、高能率、高寿命が必要となる送信機としては、以前は進行波管(TWT)が多く用いられたが、現在は殆どの場合、半導体増幅器(SSPA)が使用されている。



送信側と受信側で最も基本的なパラメータ

衛星通信の無線伝送路にて、通信品質を決める最も基本的なパラメータとして、送信側ではEIRP、受信側ではG/Tがある。

このうちEIRP(Effective Isotropic Radiation Power)は次の対数計算にて定義され、アンテナ指向方向への送信電力強度を表す。ここで、 P_t はアンテナ入力点における送信機出力(dBW)、 G_t は等方性アンテナ利得を基準とした送信アンテナの利得(dBi)である。

$$EIRP = P_t + G_t$$

一方、G/T(受信システム指数)は受信アンテナ出力点におけるアンテナ利得(G_r)と、その点で計測される受信システム総合雑音温度(T_{sys})との比であり、次で対数計算できる。

$$G/T = G_r - T_{sys}$$

衛星通信回線の受信アンテナ出力点で計測される信号電力C(dBW)と総合雑音電力N(dBW)はEIRPとG/Tを用いると下式で計算できる。ここで、EIRP, Bは対象となる搬送波のEIRPと受信帯域幅である。

衛星通信・衛星放送用の周波数帯

衛星中継器

受信機 → 周波数変換器 → 送信機

アップリンク ← C/N規定点

$C = EIRP - L_p + G_r$ (以下、対数計算)

$N = k + T_{sys} + B$

$G/T = G_r - T_{sys}$ より

$C/N = EIRP - L_p + G_r - (k + T_{sys} + B)$

$= EIRP - L_p + G/T - k - B$

↓ ダウンリンク → C/N規定点

C: 受信信号電力 EIRP: 実効放射電力 L_p : 自由空間伝搬損失 G_r : 受信アンテナ利得
 k: ボルツマン定数 T_{sys} : 受信系総合雑音温度 B: 受信帯域幅

衛星回線の受信品質はEIRPとG/Tを用いて計算できる。

アンテナ、給電線、受信機で発生する雑音の合計

分母の T_{sys} は、アンテナ出力点における受信系総合雑音温度であり、次式で計算される。ここで、 T_a 、 T_0 、 T_r はそれぞれアンテナ雑音温度、周囲温度(290K)、受信機雑音温度であり、 L_F は給電線損失(>1)である。

$$T_{sys} = T_a + (L_F - 1)T_0 + L_F T_r$$

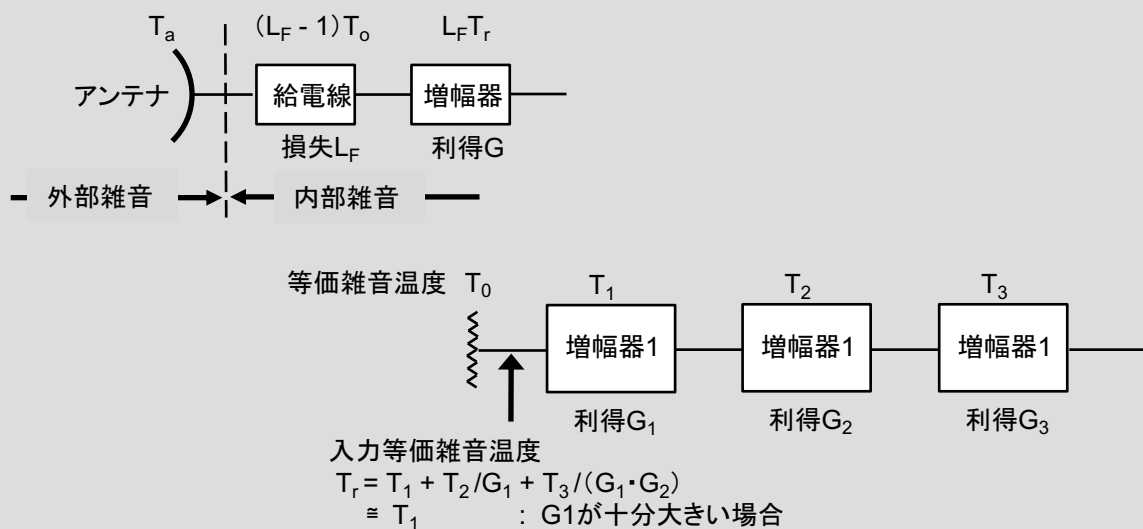
受信機雑音温度(T_r)は、初(第1)段,第2段,,第n段増幅器で発生する熱雑音を T_1, T_2, T_3, \dots 、利得をそれぞれ G_1, G_2, G_3, \dots とすると、次で計算される。

$$T_r = T_1 + T_2/G_1 + T_3/(G_1 \cdot G_2) + \dots$$

又、増幅器の入力、出力でのS/Nの比で定義される雑音指数(NF)を用いると、第k段の増幅器のNFは次となる。 T_k, T_0 は増幅器内で発生する内部雑音、周囲温度(290° K)である。

$$NF_k = (S/N)_{in}/(S/N)_{out} = (T_0 + T_k)/T_0 = 1 + T_k/T_0$$

受信系総合雑音温度



初段増幅器の利得が十分に高い場合には、受信機の等価雑音温度は初段増幅器の内部雑音のみで表される。

周波数、アンテナビーム幅、仰角で異なる

アンテナが外部から受信する雑音には宇宙雑音、雨による雑音、大地雑音などがある。

このうち、宇宙雑音は宇宙の天体が発する雑音であり、ダウンリンクでは太陽や月、銀河などがあり、アップリンクでは地球からの雑音が支配的である。

静止衛星の場合、太陽妨害や食の時期を除くと、銀河からの宇宙雑音温度は1~4Kであり、無視できる。

ただし、アップリンクでは、衛星搭載アンテナが地球に正対するため、地球が発する熱雑音(約290K)をそのまま受信することになる。

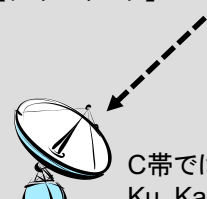
雨による雑音温度の上昇は、電波が雨域を通過する際に、雨滴が電磁エネルギーを吸収して水分子の運動エネルギーが増加する、すなわち温度上昇をもたらすものであり、電子レンジと同じ原理である。

晴天時でも、大気中の酸素や水蒸気が放出する電磁エネルギーも熱雑音となる。

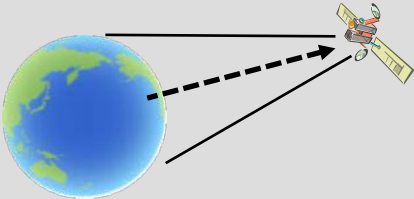
大地雑音はアンテナビーム幅が広く、また、アンテナ仰角が低い場合に、大地雑音(約290K)の一部がアンテナサイドローブから受信されるものである。

アンテナ雑音

【ダウンリンク】



C帯では50K
Ku, Ka帯では60-80Kが多い



アップリンクでは衛星搭載アンテナが地球を見るため、地球温度である約290Kがアンテナ雑音となる

【降雨によるアンテナ雑音の増加】

| 降雨減衰 (dB) | 1 | 3 | 10 | 20 |
|-----------|----|-----|-----|-----|
| 雑音温度 (K) | 56 | 135 | 243 | 267 |

ビーム幅が広いアンテナでは、多くの方向からの宇宙雑音や大気雑音等を受信するためアンテナ雑音温度が高くなる。



5. 衛星通信

G/Tの実際

口径1mのKu帯VSATでは

現在、企業や公共機関等で広く利用されているKu帯小型地球局 (VSAT) でのG/Tを次の条件で概算する。

- ・受信周波数 12.5GHz: ($\lambda = 0.024\text{m}$)
- ・アンテナ 直径1m パラボラアンテナ
開口能率(η): 60%
- ・給電線損失(L_F) 0.5 dB 真数では1.122
- ・受信機雑音指数(NF): 1.0 dB 真数では1.259
- ・アンテナ雑音温度(T_a): 60° K 晴天時, 仰角 20° 以上

アンテナ利得(G_r), 受信総合雑音(T_s)を計算すると次になる。また、 $T_o = 290^\circ \text{ K}$ とする。

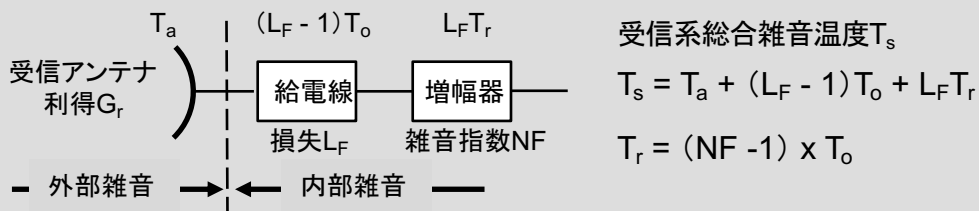
$$G_r = 4\pi \eta A / \lambda^2 = 40.1 \text{ (dB)}$$

$$T_r = (NF - 1) \times T_o = (1.259 - 1) \times 290 = 75$$

$$T_s = T_a + (L_F - 1) T_o + L_F T_r = 60 + (1.122 - 1) \times 290 + 1.122 \times 75 = 180$$

$$G/T = G_r - 10 \text{ Log } T_s = 40.1 - 22.6 = 17.5 \text{ (dB/K)}$$

種々の衛星通信用アンテナ例でのG/Tの試算



| 地球局 | アンテナ利得 G (dBi) | 受信系総合雑音温度 Ts (K) | G/T (dB/K) |
|------------------------|-------------------|---------------------|------------|
| S帯 携帯(ハンドヘルド型)地球局 | 0 | 300 | -25 |
| Ku帯VSAT (1m径) | 40 | 200 | 17 |
| Intelsat C帯 標準A局(18m径) | 56 | 100 | 36 *) |

*) 規格は 4GHzで35dB/K以上

地球局性能指数G/Tは、アンテナ口径の増加とともに、雑音指数(NF)の低い受信機、損失の低い給電線の使用で改善できる。

衛星中継器とGW地球局で使用

多くの通信衛星の中継器は、36MHzや72MHz幅といった帯域幅を有しており、多数の地球局が別々の中心周波数を有する搬送波にてFDMA方式でアクセスしている。

衛星中継器内の増幅器は、これら複数の搬送波を一括して増幅する共通増幅を行っている。

下は、異なる地球局から(又は、異なる地球局に対して)送信される搬送波を色分けして示しており、これらの複数搬送波を一括して増幅する。

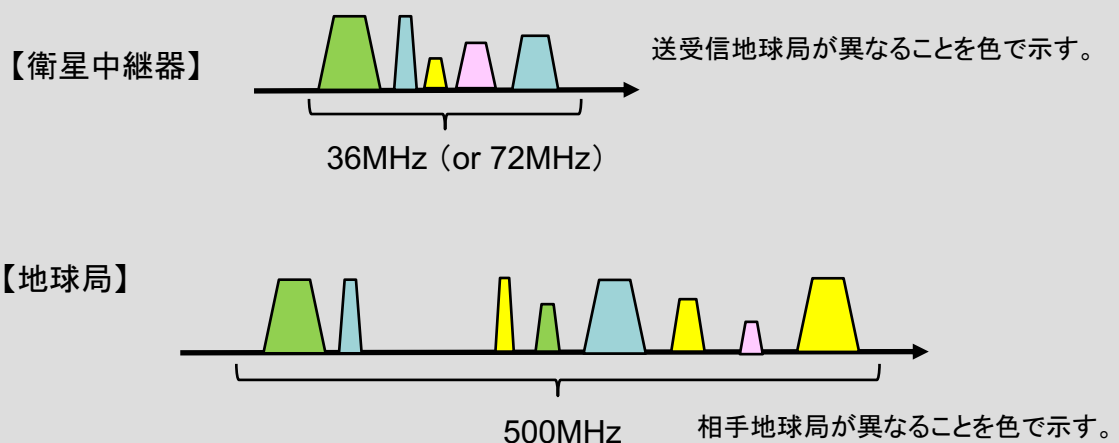
一方、複数の相手地球局に対して、それぞれ周波数の異なる搬送波をFDMA方式で送信する地球局では、大出力の最終段送信機にてこれら複数一括して増幅している。

C帯やKu帯の大型地球局では、当該送信機の帯域幅は500MHz以上をカバーしている。

下は、地球局送信機で共通増幅する複数搬送波を、相手地球局別に色分けして示している。

このようなFDMA方式の複数搬送波を増幅器で共通増幅する場合には、増幅器入出力特性の非直線性による混変調雑音を一定値以下に抑えるため、動作点の設定が重要である。

衛星中継器と地球局での共通増幅



FDMA方式では衛星中継器と地球局の増幅器で共通増幅が広く行われている。

複数波の共通増幅で発生する

非直線性がある増幅器に周波数が異なる複数搬送波を入力して共通増幅すると、混変調歪による雑音が発生する。この混変調雑音を評価するため、増幅器の入出力特性を $y = F(x)$ とし、簡単のため等振幅の2つの搬送波 C_1, C_2 を入力する場合を考える。

$$C_1 = V_0 \cos \omega_1 t, \quad C_2 = V_0 \cos \omega_2 t$$

$$x = C_1 + C_2 = V_0 (\cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t)$$

関数 $F(x)$ はマクローリン展開を用いて次式で表される。

$$y = F(x) = a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 + a_5 x^5 + \dots$$

$$= a_1 V_0 (\cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t) + a_2 V_0^2 (\cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t)^2 + a_3 V_0^3 (\cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t)^3 + a_4 V_0^4 (\cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t)^4 + a_5 V_0^5 (\cos \omega_1 t + \cos \omega_2 t)^5 + \dots$$

このうち、奇数次の展開による次項が帯域内に入り雑音となる。(電力は係数の2乗に比例)

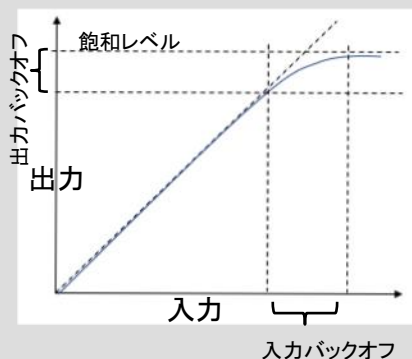
3次積: $\cos^2 \omega_1 t \cos \omega_2 t$ より $\cos(2\omega_1 - \omega_2), \cos \omega_1 t \cos^2 \omega_2 t$ より $\cos(2\omega_2 - \omega_1)$

5次積: $\cos^3 \omega_1 t \cos^2 \omega_2 t$ より $\cos(3\omega_1 - 2\omega_2), \cos^2 \omega_1 t \cos^3 \omega_2 t$ より $\cos(3\omega_2 - 2\omega_1)$

同様に7次積,9次積,,の雑音が発生するが、高次係数は小さいため入力が小さい場合には、3次積が支配的である。

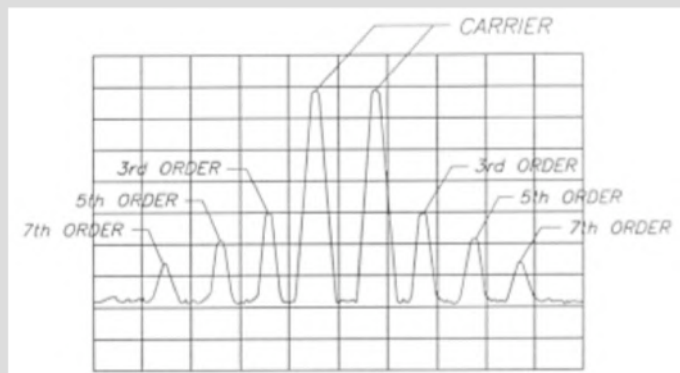
共通増幅時の混変調雑音

【増幅器の入出力特性】



中継器の動作点は飽和レベルよりもバックオフだけ低く設定する。

【スペクトラムアナライザによる変調雑音の観測】



$f_1, f_2 (f_1 < f_2)$ の両側に等間隔で3次, 5次, 7次の混変調雑音が観測され、入力振幅の増加に伴って、その増加以上に増加する。

非直線性のある増幅器で共通増幅する場合は、混変調雑音を一定値以下に抑えるため、動作点の設定が重要である。



5. 衛星通信

総合C/N

雑音は一定信号電力に対する各種雑音電力を算術加算して求める

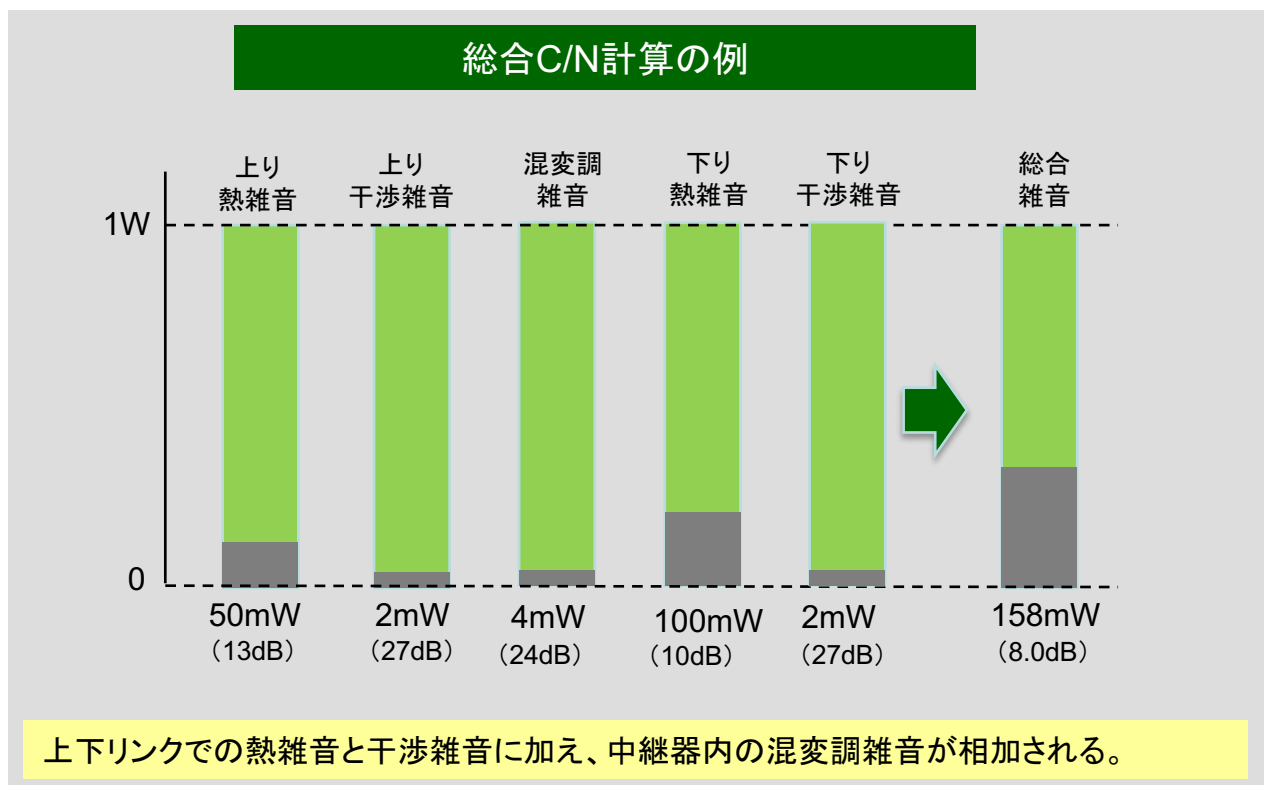
ベントパイプ方式では、衛星中継器で復調を行わず、信号を増幅するだけであるので、上り回線の雑音電力と下り回線の雑音電力が加算される。更に、他システムからの干渉雑音や中継器内で発生する混変調雑音も独立して別に加わるため、同じく電力的に算術加算される。

そこで受信地球局の復調器入力点での総合的なC/Nは、一定の信号電力(C)に対する各雑音電力を算術的に加算した後に、対数に換算すればよい。

すなわち、上り熱雑音、混変調雑音、干渉雑音、下り熱雑音、総合雑音のそれぞれについてCに対する比を、 C/N_U 、 C/N_{IM} 、 C/N_I 、 C/N_D 、 C/N_T とすると、

$$(C/N_T)^{-1} = (C/N_U)^{-1} + (C/N_{IM})^{-1} + (C/N_I)^{-1} + (C/N_D)^{-1}$$

例: C/N_U 、 C/N_{IM} 、 C/N_I 、 C/N_D がそれぞれ、13dB、24dB、24dB、10dBの場合、 C/N_T は8.0dBとなる。





5. 衛星通信方式

多元接続方式

FDMAとTDMA

多元接続(マルチプルアクセス)とは、同時に複数の相手との通信を可能にすることをいう。

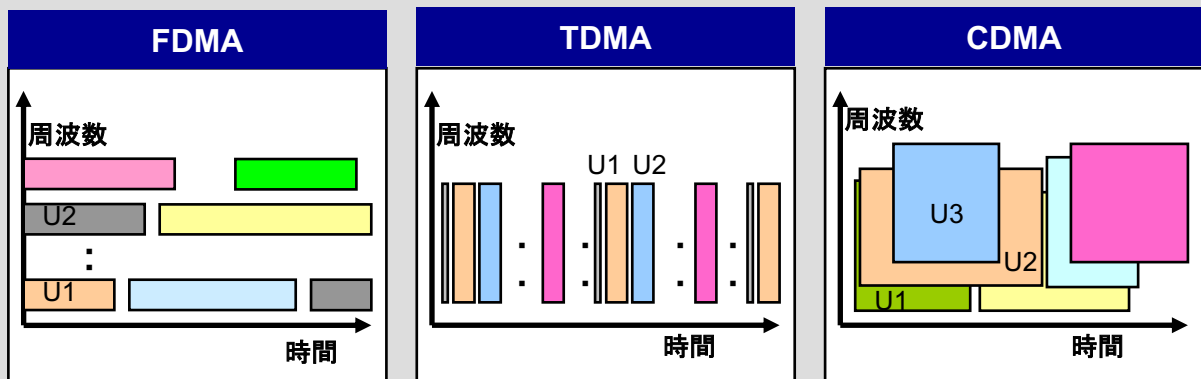
FDMA(Frequency Division Multiple Access)は、アクセスする地球局ごとに異なる周波数スロットを割り当てる方式であり、衛星通信の初期から利用されている。

TDMA(Time Division Multiple Access)では、各地球局に短い時間のスロット(タイムスロット)を順番に繰り返し割り当てる。全地球局は各々に割り当てられたタイムスロットの時刻に正確に送信するために、基準局が送信する基準信号を受信することで時刻同期をとる。

CDMA(Code Division Multiple Access)は各地球局に異なる拡散コードを割り当て、これを送信情報に掛け合わせて送信波形を広い帯域に拡散させる。多数地球局は同時に時間と周波数を共有するが各々の拡散コードが異なるので、他局にとっては雑音のように扱われる。

地上の携帯電話方式では、第1,2,3世代にFDMA, TDMA, CDMAが採用され、第4世代はFDMAの一種であるOFDM(A)方式へと変遷してきたが、現在の衛星通信システムの多くは、FDMA, TDMAのいずれか、あるいは両者を組み合わせた方式である。CDMAは、移動体通信のLEOシステムであるグローバルスターなどのごく一部でのみ使用されている。

多重アクセス方式



異なる方式の搬送波が収容可。
基準局が不要。

子局送信機が高出力になる。
親局の装置規模が大きくなる。

子局に高出力の送信機不要。
親局含め装置小型化に適する。

多数の事業者で同じ規格採用が
必要。基準局が必要。

トラヒック増に対するS/N劣化が
なだらか。通信の秘匿性が高い。

多数の事業者で同じ規格採用
が必要。装置がやや複雑。

FDMAとTDMAのいずれか、あるいは両者を組み合わせた方式が多く使用されている。



5. 衛星通信方式

SDMA

空間分割多重多元接続

多元接続方式には、SDMA (Space Division Multiple Access) もある。

FDMA, TDMA, CDMAは周波数と時間という軸で多数の局からの同時アクセスを考えているが、SDMAは、空間という別の軸を使って同時アクセスを可能にするものである。

これは、無線に限らず、有線にもあり、例えば、複数の電線、あるいは光ケーブルに同時に複数の芯線を収容するといったことも空間多重と言えるが、現在では専ら無線通信でのみ使われる用語である。携帯電話等でのセルラ方式やMIMOはSDMAの一種である。

衛星通信でのSDMA (Time Division Multiple Access) は、携帯電話のセルラ方式同様、空間的に離れたサービスエリアにて、同じ周波数・時間のリソースを繰り返し割り当てるもの。このために、衛星にはマルチビームアンテナを搭載している。ここでは直交偏波の利用もSDMAに含まれる。

配置が進んでいるHTS (High Throughput Satellite) の多くの衛星では百個程度のマルチビームをもつが、2020年頃に第1号機を配置予定のViasat-3では約1千個のマルチビームを計画している。

SDMAの例 ユーテルサットKASAT

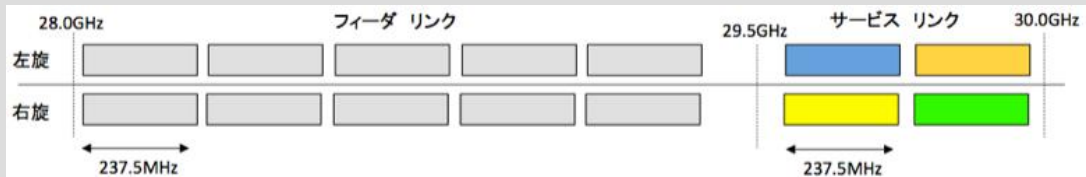
| | Feeder link | | Service link | |
|---------|-------------|--------------|--------------|-----------------|
| Forward | up | 28-29.5 GHz | down | 19.7 - 20.2 GHz |
| Return | down | 18.2-19.7GHz | up | 29.5 - 30 GHz |



ユーテルサットのWebサイトより

一般家庭等に1~10Mbpsのインターネット回線を提供するKASAT衛星には80のビームがある。サービスリンクでは4ビームごとに繰り返し利用する一方、合計8局のハブ局がそれぞれ10ビームへのフィーダーリンクを担当している。

【アップリンクの帯域構成】



多数のスポットビームを使用することで地上セルラ方式同様に、空間的に同じ周波数を繰り返し利用する。



5. 衛星通信方式

ランダムアクセス方式

ALOHA方式

多元アクセス方式には、ランダムアクセスのALOHA(アロハ)方式もある。

ALOHA方式は、1972年にハワイ大学のALOHAプロジェクトにて、点在する島嶼間のコンピュータ間通信方式として開発され、現在でも例えば次のような分野で広く使用されている。

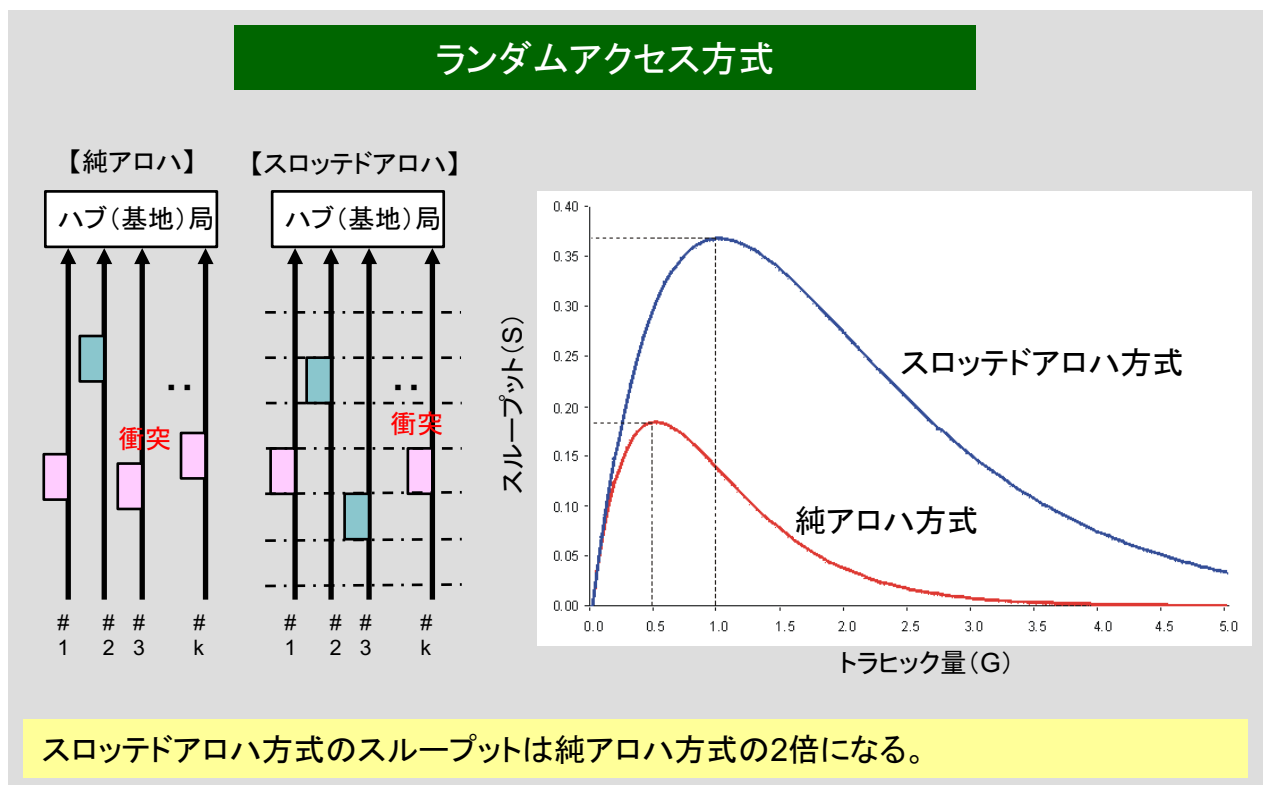
- ・携帯電話等での通信開始時に、リソース割り当てを基地局に要求する場合
- ・LPWAでのアップリンクにてセンサデータをサーバーに送信する場合

ALOHA方式には、バースト(パケット)送信タイミングが全くランダムである純アロハと、バーストを一定時間で区切られたスロット内に送信するスロットド・アロハ方式があり、これらのスループット(S)は次式で計算される。

ここで、T(時間)はバースト長、GはT時間あたりに生起するバーストの平均個数である。

1. 純アロハの場合: $S = G e^{-2G}$
Sは $G = 0.5$ の時に最大値 0.184 をとる。(この時、 $G-S = 0.316$ はバースト衝突数)

2. スロットド・アロハの場合: $S = G e^{-G}$
Sは $G = 1$ の時に最大値 0.368 をとる。(この時、 $G-S=0.632$ はバースト衝突数)



フォワードリンクにはTDMを使用

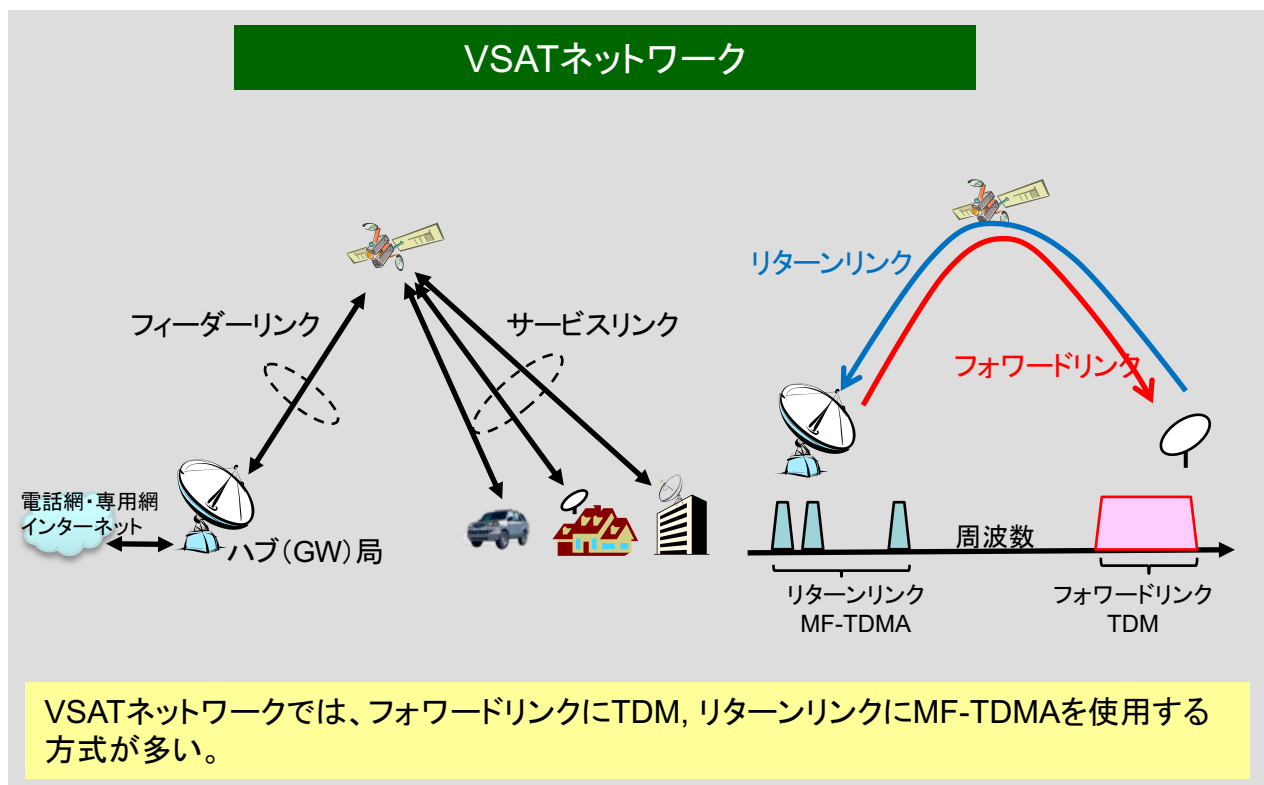
小型地球局を企業のビルや一般家庭に設置して、衛星経由でブロードバンド通信を提供するVSATネットワークは世界中で広く普及している。

VSATネットワークでは、携帯電話網の基地局に相当する地球局をハブ局またはゲートウェイ局と呼んでいる。

衛星回線では、ハブ局と衛星間をフィーダーリンク、子局(VSAT局)と衛星間をサービスリンクと呼ぶ。また、ハブ局から子局までをフォワードリンク、子局からハブ局までをリターンリンクと呼ぶこともある。

多くのVSATネットワークでのフォワードリンクでは、広い帯域幅のキャリアにてTDMによる多重信号を常時送信する一方、リターンリンクでは複数キャリアを用いて、通信要求があったVSATにデマンドアサイン方式でTDMAスロットを割り当てるMF-TDMA方式を採用している。

なお、リターンリンクには、FDMA方式によって周波数軸上でリソース割り当てを行っている例もあるが、帯域幅の異なる通信要求に対する周波数スロット割り当てや、通信完了後の空き周波数スロットの動的管理において、TDMAより複雑となる。





5. 衛星通信方式

デマンドアサイン方式

トラヒック量が少ない多数の局がリソースを共有

VSATネットワークのように、個々の地球局が送受するトラヒックが少量あるいは短時間である場合は、通信要求があった場合にのみ、当該地球局に対して通信チャンネルを割り当てる方式（デマンドアサイン方式）が効率的である。

デマンドアサイン方式での所要通信チャンネル数を決定する際には、電話交換網の設計で使用する即時系でのトランク回線数計算式が用いられる。この計算では、通信は全くランダムに生起するポアソン分布であり、また、通信保留時間は指数分布に従うものと仮定している。

全局合計のトラヒック量がaアーラン、通信チャンネル数がnの場合における呼損率(B)は下式（アーランB式）で与えられる。ここで1アーランとは、1チャンネルを時間率100%で占有するトラヒック量、呼損率とは全チャンネルが使用中のため割当が行われない通信要求の割合である。

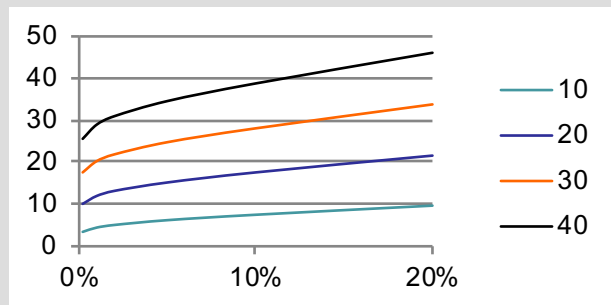
$$B = \frac{\frac{a^n}{n!}}{1 + \frac{a}{1!} + \frac{a^2}{2!} + \frac{a^3}{3!} \dots + \frac{a^n}{n!}}$$

例えば、nが10~40、Bが0.2~20%となるトラヒック量(aアーラン)は下表になる。

デマンドアサイン方式でのトラヒック量(アーラン)の計算

| | | 呼損率(B) | | | | | |
|---------------|----|--------|------|------|------|------|------|
| | | 0.20% | 1% | 2% | 5% | 10% | 20% |
| チャンネル数 (n) | 10 | 3.43 | 4.46 | 5.08 | 6.22 | 7.51 | 9.68 |
| | 20 | 10.1 | 12 | 13.2 | 15.2 | 17.6 | 21.6 |
| | 30 | 17.6 | 20.3 | 21.9 | 24.8 | 28.1 | 33.8 |
| | 40 | 25.6 | 29 | 31 | 34.6 | 38.8 | 46.1 |

例えば、チャンネル数20で呼損率2%では、13.2アーランとなる。
そこで最繁時に、VSATあたりの平均通信量を0.1アーラン(1時間あたり6分間)とすると、合計132のVSATが収容できることになる。



デマンドアサイン方式の所要チャンネル数はアーランB式で試算できる。



5. 衛星通信方式

変調方式

DVB-S, S2方式など

現在の衛星通信の変調方式として最も広く使用されている方式にDVB-S, S2方式がある。

DVB-S (Digital Video Broadcasting - Satellite) 方式はデジタル衛星放送向けに、欧州の標準化機関であるETSIによって1993年に制定された規格である。

DVB-S2方式はDVB-Sの後継方式として2005年に発表された規格であり、高能率の誤り訂正符号 (FEC) や32APSKまでの多値変調方式による伝送容量の増加、伝送路状態に応じて放送品質を変えるVCMや通信品質を変えるACMの適用、IPパケット向けの伝送ストリーム (TS: Transport Stream) への対応などにより、衛星通信向けにも適した規格となっている。

DVB-S2方式に高能率のTV信号符号化方式を組み合わせることで、SD, HDから4K放送番組までを、極めて多数の衛星放送受信者に伝送できることから、DVB-S2復調器主要部品のASIC化等による低廉化が進んだことで、衛星通信にも広く使用されるようになった。

ただし、VSATネットワークのリターンリンク (VSAT⇒ハブ局) では、DVB-RCS (Return Chanel via Satellite) 方式がETSIにて標準化されているものの、多様なユーザの利用形態に応じて、いくつかのVSATシステムベンダーの独自方式が広く利用されている。

DVB-S, S2規格の概要

| | DVB-S | DVB-S2 |
|-------------|----------------------------|-------------------------------------|
| 入力インターフェイス | 単一TS | 複数TS |
| モード | CCM | CCM, VCM, ACM |
| FEC | 畳み込み+リードソロモン (RS) 接続符号 | LDPC+BCH 接続符号 |
| 変調 | BPSK, QPSK, 8PSK, 16QAM | BPSK, QPSK, 8PSK, 16APSK, 32APSK |
| パイロット信号 (注) | 適用なし | 適用可 |

(注)パイロット信号により、衛星非直線特性による受信性能劣化を改善

CCM: Constant Code Modulation
VCM: Variable Code Modulation
ACM: Adaptive Code Modulation

DVB-S2では、伝送路状態に応じて変調方式やFEC符号化率を可変できる。



5. 衛星通信方式

変調方式

DVB-S2方式の装置構成と復調器特性

DVB-S2では、16APSK, 32APSKという多値変調方式を採用するとともに、より高い誤り訂正能力をもつFEC方式が採用された。FEC方式では、内符号にLDPC(Low Density Parity Check: 低密度パリティ検査)符号、外符号にBCH符号の接続(Concatenation)によるフレーム構造の採用によって、「シャノン限界」に近い特性を達成している。これによって、DVB-Sに比較して、所要C/Nで2~3dBの改善を図っている。

DVBでは、内符号にリードソロモン(RS)符号、外符号に畳み込み符号を用いている。ここで、内符号とは伝送路から見て内側の符復号器、外符号は外側の符復号器を言う。

なお、多値変調の復調器特性は、下表のようにEb/NoでなくEs/Noに対して規定するのが一般的である。ここで、Es/Noは、1シンボルあたりの信号(搬送波)電力Esと1Hzあたりの雑音電力Noの比である。信号の実効帯域幅(Bs)と雑音帯域幅(Bn)の比(η)とC/Nを用いると次の関係がある。

$$Es/No = (C/Bs)/(N/Bn) = (C/N) \cdot (1/\eta)$$

DVB-S2変調器の構成とEs/No特性例

【DVB-S2 復調器 Es/No特性例 PER=10⁻⁷】 Comtech社 CDM-750データシートより

| | FEC 符号化率 | | | | | | | |
|---------|----------|-----|-----|------|------|------|------|------|
| 変調方式 | 1/2 | 3/5 | 2/3 | 3/4 | 4/5 | 5/6 | 8/9 | 9/10 |
| QPSK(注) | 1.4 | 2.7 | 3.4 | 4.6 | 5.1 | 5.6 | 6.7 | 6.8 |
| 8PSK | | 6.4 | 7.4 | 8.5 | | 10.0 | 11.3 | 11.6 |
| 16APSK | | | 9.9 | 11.2 | 12.0 | 12.4 | 13.8 | 14.0 |
| 32APSK | | | | 14.6 | 15.8 | 16.6 | 19.1 | 19.5 |

(注) 他製品では符号化率1/4までをサポートするものもある。

DVB-S2ではLDPCとBCHを連結したFECの符号化率を伝送路状態に応じて可変できる。

減衰器により上下リンクのC/N配分を調整

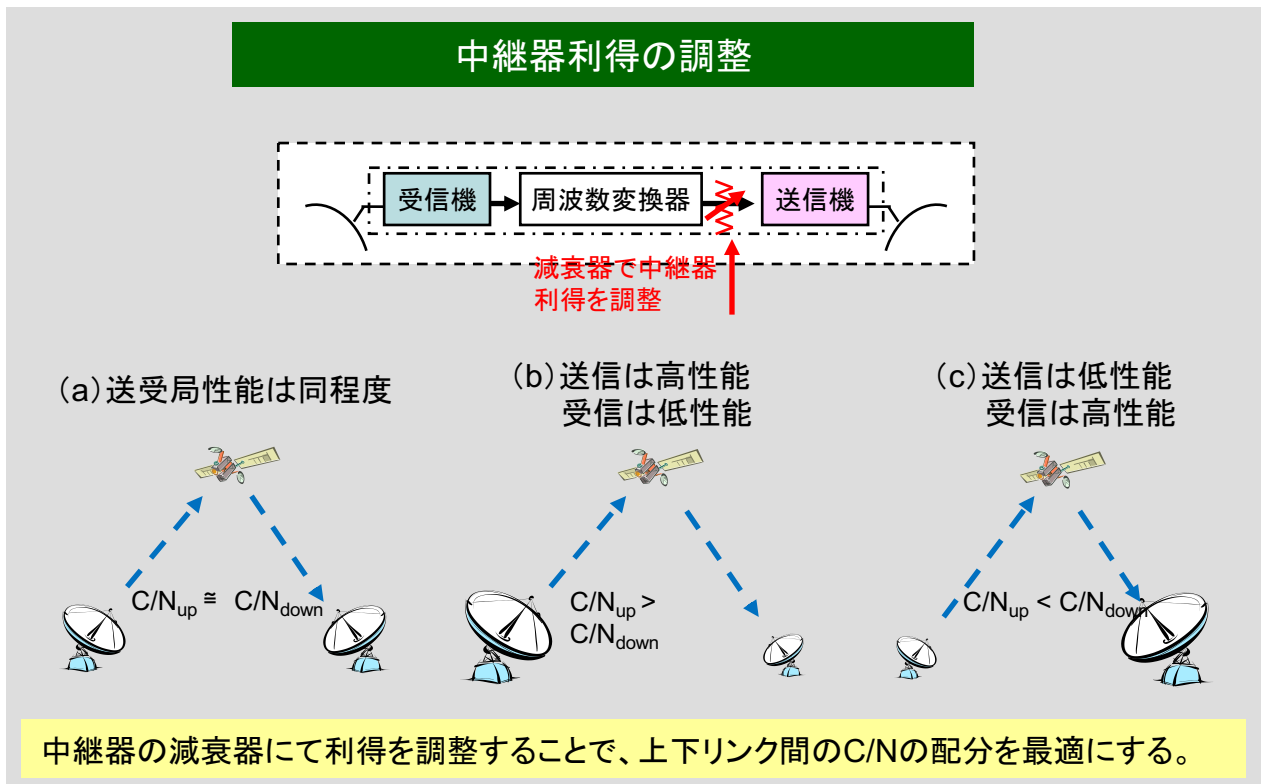
ベントパイプ方式の衛星回線では、送受地球局の性能差によって上下リンクでの雑音比が異なってくる。

そこで、衛星中継器内にある減衰器を調整して中継器利得を変化させることで、上下リンクのC/N配分を最適な値に調整することが行われている。

これを簡単のため、下の3つの場合(A, B, C)で比較して考える。

- (A) 送受地球局がほぼ同性能の場合
- (B) 送信は高性能の大型地球局、受信は低性能の地球局(VSAT等)
- (C) 送信は低性能の地球局(VSAT等)、受信は高性能の大型地球局

- (A) では中継器利得を中程度として、上りC/Nと下りC/Nを同程度とする。
- (B) では上りC/Nは高いが、中継器を飽和点以下にするため、中継器利得を低くする。
受信地球局の性能が劣るため、下りC/Nは低くなる。
- (C) では上りC/Nは低いが、中継器利得を増加させ動作点を飽和点近くまで上げることで、高い下りC/Nを確保する。





6. 衛星通信回線の設定と運用

回線設計

主要パラメータを入力して通信回線の成立可否を判断

衛星回線の設定にあたっては次のような手順で所望の通信回線が設定できることを確認する回線設計を行う。候補衛星を運用する衛星事業者に依頼すれば計算してもらえます。

1. 前提条件の設定

使用する通信衛星、送受信地球局、伝送速度、帯域幅、回線稼働率と閾値C/N

次のような通信衛星中継器パラメータについては、衛星事業者から入手する。

中継器(周波数)、G/T、飽和電力束密度(注)、動作点(バックオフ)、EIRP

(注)衛星中継器の送信機が最大(飽和)出力となる衛星受信アンテナでのPFD

2. 回線設計

スプレッドシート等に上記パラメータを入力して、回線の総合C/Nを計算する。

3. パラメータ調整

マージンが不十分な場合、アンテナ口径、送信電力、変調方式等を変えて再実行する。

また、使用帯域幅に比較して衛星電力が過多あるいは過小となる場合もこの手順を行う。

当該搬送波が使用可能な衛星送信電力と中継器全電力との比率は、使用帯域幅と中継器全帯域幅(36MHz等)のそれと同じとしている場合が多い。

回線設計の例

【条件】 GW: アンテナ径4.5m, 緯度 40° N, 衛星との経度差30°, 仰角34°, 降雨地域K
 VSAT: アンテナ径1.8m, 緯度30° N, 衛星との経度差20°, 仰角49°, 降雨地域M
 GW⇒VSAT 周波数 14.25/12.5GHz, 情報速度5Mbit/s 変調方式 QPSK FEC符号化率 3/4
 VSAT⇒GW周波数 14.255/12.505GHz, 情報速度5Mbit/s 変調方式 8PSK FEC符号化率 2/3
 稼働率 99.5%, 閾値PER 10⁻⁷ 下表は上下リンクとも降雨時の場合

| 上りリンク項目 | from | | 下りリンク項目 | Satellite to | | リンク総合項目 | VSAT to GW | GW to VSAT |
|---------------|-------|---------|---------------|--------------|-----------|---------|------------|------------|
| | VSAT | GW | | GW | VSAT | | | |
| 地球局EIRP (dBW) | 59.0 | 63.0 | 衛星EIRP (dBW) | 25.3 | 31.0 | 上りC/I | 26 | 26 |
| 伝搬損失 (dB) | 206.8 | 207.1 | 伝搬損失 (dB) | 205.9 | 205.7 | 混変調C/I | 26 | 26 |
| 降雨減衰 (dB) | 3.7 | 1.7 | 降雨減衰 (dB) | 1.0 | 2.4 | 下りC/I | 26 | 26 |
| その他損失 (dB) | 1.0 | 1.0 | その他損失 (dB) | 1.0 | 1.0 | 総合C/N | 9.5 | 6.3 |
| 衛星G/T (dB/K) | 0.5 | 0.5 | 地球局G/T (dB/K) | 32.0 | 22.0 | 閾値C/N | 7.6 | 4.8 |
| 上りC/N (dB) | 12.2 | 16.7 | 下りC/N (dB) | 13.6 | 6.9 | マージン | 1.9 | 1.5 |
| 中継器帯域幅 | 36MHz | 使用帯域幅 | 帯域比率 | 中継器電力 | (晴天時)使用電力 | 電力比率 | | |
| | | 6.42MHz | 0.18 | 42dBW | 34.2dBW | 0.17 | | |

アンテナ口径や変調方式等のパラメータを変えて、衛星電力や回線マージンを計算する。



6. 衛星通信回線の設定と運用

静止衛星との距離と仰角

球面三角法から計算

地球上の固定地点(北緯 Φ_N °, 東経 I_E °)から赤道上空の東経 I_S °にある静止衛星にアクセスする場合の伝搬距離(d), 仰角(θ)は球面三角法より次式で求められる。

ここで、Rは地球半径(6378km), r_s は静止衛星の地球中心からの距離(42164km), Bは固定地点の経度と静止衛星の経度の差($I_E - I_S$)である。

$$d = \sqrt{R^2 + r_s^2 - 2 R r_s \cos \Phi_N \cos B} = 42644 \sqrt{1 - 0.29558 \times \cos \Phi_N \cos B}$$

$$\theta = \cos^{-1} \left((r_s/d) \sqrt{1 - \cos^2 \Phi_N \cos^2 B} \right)$$

これらを表計算した結果を下に示す。

衛星を見る仰角と方位角は次のようなサイトでも求めることができる。

<http://www.geocities.jp/yapingzheng/antcal.htm>

方位角は真北を0°として時計回りに測った角度である。その設定の際には、方位磁石等を用いて先ず磁北を求めるが、磁北は真北より磁気偏角(北海道で約9° 沖縄で約2°)だけ西にずれていることから、その値を補正して真北方向を求める必要がある。

静止衛星までの距離と仰角

| | | (経度差) | | | | | | | | |
|----------|----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | |
| 【衛星との距離】 | 緯度 | 0 | 35791 | 35905 | 36241 | 36783 | 37507 | 38380 | 39367 | 40431 |
| | | 10 | 35905 | 36017 | 36347 | 36879 | 37590 | 38448 | 39419 | 40466 |
| | | 20 | 36241 | 36347 | 36659 | 37163 | 37836 | 38650 | 39572 | 40568 |
| | | 30 | 36783 | 36879 | 37163 | 37621 | 38235 | 38978 | 39822 | 40735 |
| | | 40 | 37507 | 37590 | 37836 | 38235 | 38770 | 39419 | 40158 | 40959 |
| | | 50 | 38380 | 38448 | 38650 | 38978 | 39419 | 39955 | 40568 | 41235 |
| | | 60 | 39367 | 39419 | 39572 | 39822 | 40158 | 40568 | 41038 | 41552 |
| | | 70 | 40431 | 40466 | 40568 | 40735 | 40959 | 41235 | 41552 | |
| | | (経度差) | | | | | | | | |
| | | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | |
| 【仰角】 | 緯度 | 0 | 90 | 78 | 67 | 55 | 44 | 33 | 22 | 11 |
| | | 10 | 78 | 73 | 64 | 53 | 43 | 32 | 21 | 11 |
| | | 20 | 67 | 64 | 57 | 49 | 39 | 30 | 20 | 10 |
| | | 30 | 55 | 53 | 49 | 42 | 34 | 26 | 17 | 9 |
| | | 40 | 44 | 43 | 39 | 34 | 28 | 21 | 14 | 7 |
| | | 50 | 33 | 32 | 30 | 26 | 21 | 16 | 10 | 4 |
| | | 60 | 22 | 21 | 20 | 17 | 14 | 10 | 6 | 1 |
| | | 70 | 11 | 11 | 10 | 9 | 7 | 4 | 1 | |

静止衛星の仰角・方位角は地点の緯度・経度と衛星の経度とを用いて計算できる。

直線偏波の場合、角度合わせが必要

直線偏波を使用する静止衛星との間の電波を地上の固定点から見た時、その場所によって偏波の傾きが多少ずれる。この角度を偏波角(スキュー)と呼んでいる。

Ku帯通信衛星の殆どは直線偏波を使用しているため、Ku帯VSATなどの地球局を設置する際には偏波角の調整が必要である。これを行わないと正しく通信できないだけでなく、直交する両偏波を使用する衛星に向けて送信する場合には混信を与える恐れもある。

パラボラアンテナでの偏波角調整は、アンテナ前面にある送受信装置を偏波角の値だけ回転させるか、あるいは給電部を含むアンテナ全体を回転させることで行う。

なお、衛星放送でも円偏波を使用するBS衛星に対しては、受信アンテナでの偏波角調整は不要であるが、直線偏波を使用するCS衛星からの電波を受信する際には、偏波角調整が必要となる。

下はCS放送を提供中のJCSAT-3A衛星における日本各地での偏波角と、その調整方法である。各地点の経度と衛星軌道位置の差にほぼ相当する角度を調整する。

偏波角と調整方法の例

JCSAT-3A (軌道位置: 東経127°)

| 受信地点 | 緯度 | 経度 | 方位角 | 仰角 | 偏波角 |
|------|------|-------|-----|----|-----|
| 札幌 | 43.1 | 141.3 | 199 | 39 | 14 |
| 仙台 | 38.3 | 140.9 | 200 | 44 | 16 |
| 東京 | 35.7 | 139.7 | 200 | 47 | 16 |
| 名古屋 | 35.2 | 136.9 | 195 | 48 | 12 |
| 大阪 | 34.7 | 135.5 | 193 | 49 | 11 |
| 広島 | 34.4 | 132.5 | 188 | 50 | 7 |
| 福岡 | 33.6 | 130.4 | 184 | 51 | 4 |
| 那覇 | 26.2 | 127.7 | 179 | 59 | -1 |

【調整例】 受信機を回転



スカパーTVアンテナ調整ガイドより

<http://www.satellite.co.jp/sps-houkou2.html> より

直線偏波の通信衛星にアクセスするには、偏波角の調整が必要である。

特にKa帯では何らかの対策が必要

衛星通信での降雨による影響には次がある。

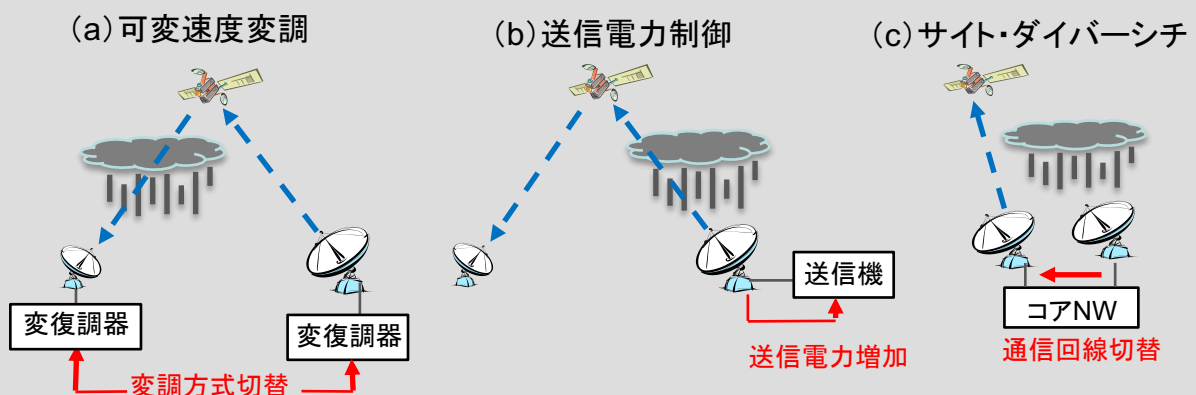
1. 使用する電波では周波数(f : GHz)が高くなるにつれ、降雨時の減衰が増加する。
2. アンテナ雑音温度が増加する。
3. 雨滴の形状が扁平な球体であるために、雨滴を通過することで偏波面が変化する。
円偏波では楕円偏波に変化し、左右両偏波を用いる場合には逆偏波への干渉雑音となる。

このうち1が最も重要であり、特にKa帯使用の衛星システムでは次の対策が実施されている。

- a. 可変速度変調
- b. 送信電力制御
- c. サイトダイバーシチ

aでは、受信局からの状態通知に基づき、低C/Nでも受信可能な低速変調方式に切替える。
bは、送信局側で強雨の場合に一時的に送信電力を増加させる方式である。
cは、一定距離離れた副局に一時的に通信回線を切り替えて回線断を回避する方法である。
大きな電波減衰が生じる集中豪雨の雨域は狭いエリアに限られるので、約百km以上離れた地点では、主局と同時に回線断が生じる確率は非常に低くなるからである。

降雨減衰への対策



降雨減衰が大きいKa帯では所要稼働率を達成するため、上のような対策を組み合わせる必要がある。

静止衛星では片道で約0.3秒

衛星通信では、地球局と衛星間の距離が長いことから1秒間に30万km進む電波でも、その伝搬時間が信号の遅れとなる。この遅延時間は、地球を周回する衛星高度により大きく異なる。

赤道上空36000kmにある静止衛星では送受地球局間の伝搬距離が最短72000km, 最長(仰角5° 同土)81000kmであり、約0.3秒を要することになる。

静止衛星の遅延は、電話ではエコーの発生、データ伝送ではスループット低下をもたらすため対策が必要な場合がある。

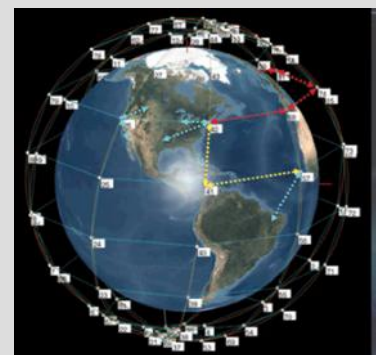
一方、高度780kmのイリジウム衛星では、同一衛星のカバレッジ内の2端末間の伝搬距離は最大3,000km程度である。イリジウム衛星では約4,000kmの衛星間平均距離をもつ衛星間中継を行なっていることから、例えば、東京-ニューヨーク間を4区間中継する場合には、伝搬距離だけをとれば、約2万km強であり、静止衛星に比べて少ない。(ただし、電話の場合、チャネル符号化や多重化等による遅れが大きい)

なお、現在計画中のLEOSATでは、高度1400kmのLEO衛星間をレーザー光で中継することで、東京-ニューヨーク間を海底ケーブル経由回線と同等の遅延時間が達成できるとしている。

通信衛星1ホップ伝送区間での絶対遅延時間

| 衛星システム | 衛星高度 (km) | 片道距離例 (km) | 片道伝搬遅延 (ms) |
|--------|-----------|------------|-------------|
| LEO | 780 | 2500 | 8 |
| MEO | 8000 | 22000 | 73 |
| GEO | 36000 | 81000 | 270 |

計画中のLEOSATでは、東京-ニューヨーク、東京-ロンドン間の伝送遅延時間は光海底ケーブル経由回線と同程度になるとしている。



LEOSAT社サイトより

静止衛星では1ホップの片道伝搬距離は約8万kmであり、約0.3秒後に相手局に届く。

エコー

電話で自分の声が遅れて聞こえるエコー(漏話)は、伝送遅延時間が150-200ms以上になると耳障りになることが知られている。エコーは4線回線と2線回線の間にある4線/2線変換器(ハイブリッド)を経由する「回り込み」によって発生する。

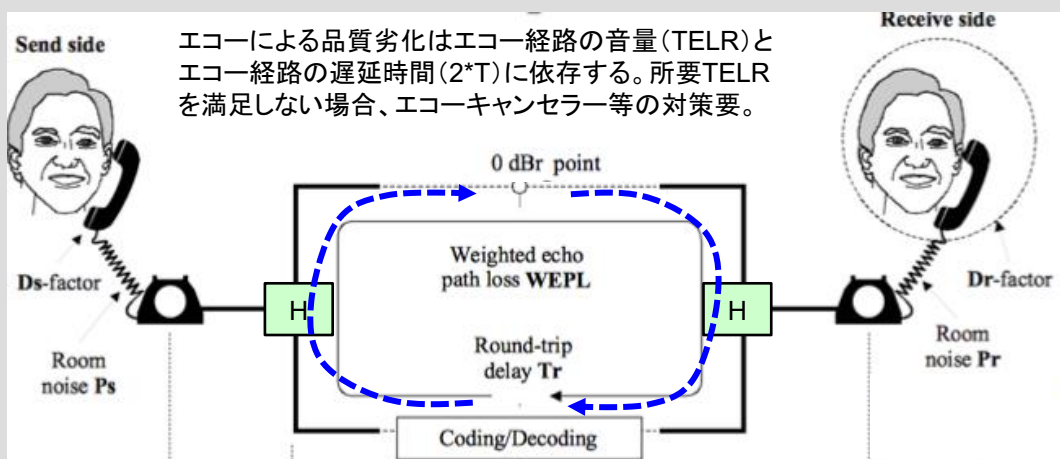
エコーでは、通信回線の遠端側にある変換器からの回り込み(遠端漏話)が通話の支障となる。そこで、伝送遅延時間が長くなることが多い国際電話や一部のIP電話では、電話局内の回線設備にエコーを相殺する装置(エコーキャンセラー)を挿入している。

なお、インターネット電話のようにエンドツーエンドで4線回線となっている場合には、エコーが回り込む部分がないため、1秒程度までの長い遅延時間でも通話に大きな支障が生じない。

映像伝送では、伝送遅延のために間の抜けたように感じることもあるが、より不自然なのは、唇の動きと発声が約50ミリ秒以上一致(リップシンク)していない場合であり、衛星回線に限った話ではない。

画像と音声を独立して圧縮符号化を行うため、通常処理では音声は画像に比べて僅かに先に届く。そこで、テレビ会議システムなどではこの時間差の調整機能を有しているものもある。

遠端漏話によるエコー



TELR: Talker Echo Loudness Rating (dB)

TTC標準 JJ-201.01" IP電話の通話品質評価法"より

エコー経路の遅延時間が150msを超えるとエコーによる電話品質劣化が大きくなる。



6. 衛星通信回線の設定と運用

衛星回線の遅延時間の対策

TCPアクセラレータ

誤りのない通信を行うため、通信相手から逐次、受信応答を得ているデータ伝送の場合には、衛星回線の遅延はスループットに影響する。

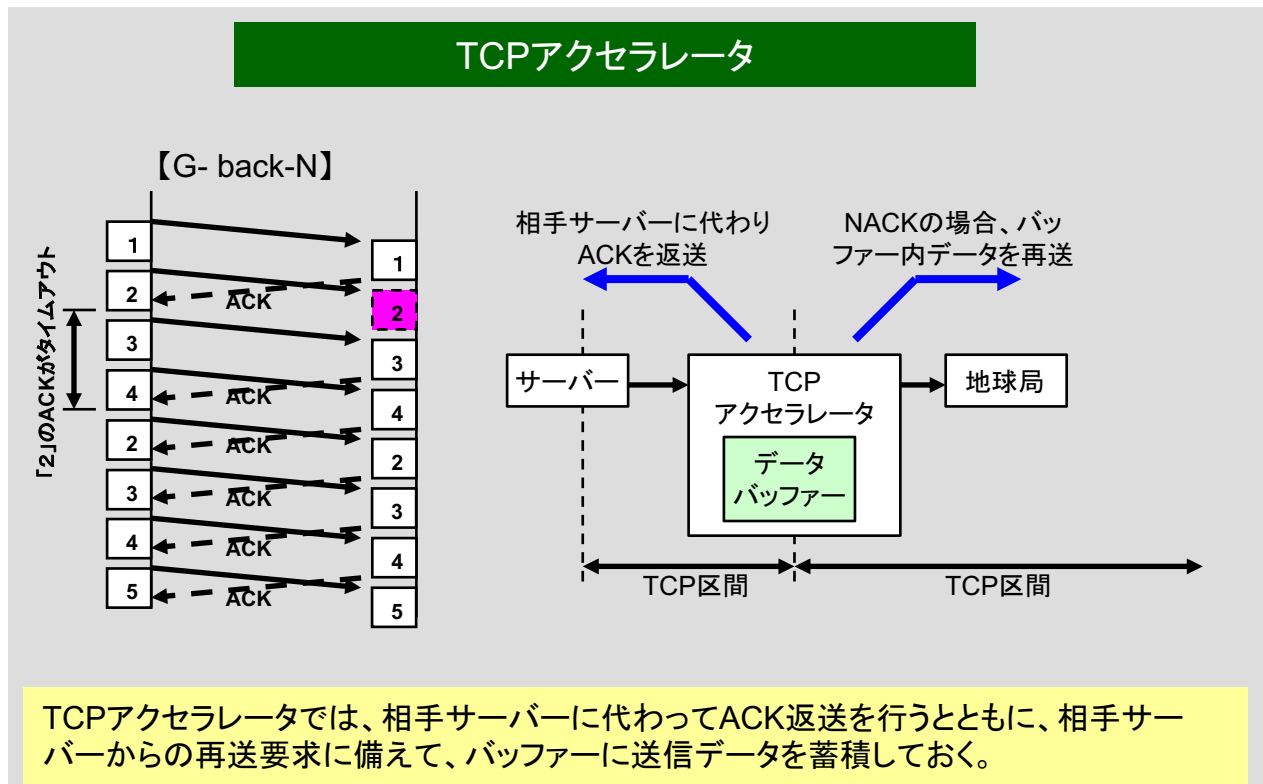
インターネットでのTCPでは、両端のコンピュータ間でGo-back-Nというパケット再送方式を使用して、送信パケットの各々に対する受信応答(ACK)を待つことなく、あるバッファ容量(ウィンドウサイズ)まで送信できるようにしてACK待ちによるスループット低下を防止している。

ウィンドウサイズをB(バイト)、RTT(Round Trip Time)がT(秒)の場合、スループットS(bit/s)は次式で与えられる。例えば、B = 64Kバイト、T = 0.6秒では、S = 850K bit/sとなる。

$$S = B / T$$

TCPアクセラレータはこの制限を取り除く装置であり、地球局と端末の間にてTCP接続を切り離し(終端し)、衛星側回線向けには端末よりも大きなウィンドウサイズのバッファをもち、端末に代わってACK等の処理を行うことでSを増加させる。

また、TCPではセッション開始時やパケットロス時に徐々にウィンドウサイズを増加させる自動調整機構(スロースタート)にも考慮した機能をTCPアクセラレータに搭載する必要がある。



春分と秋分の頃に最大数分間発生

赤道上空を周回する静止衛星には、太陽妨害と太陽食という宿命がある。

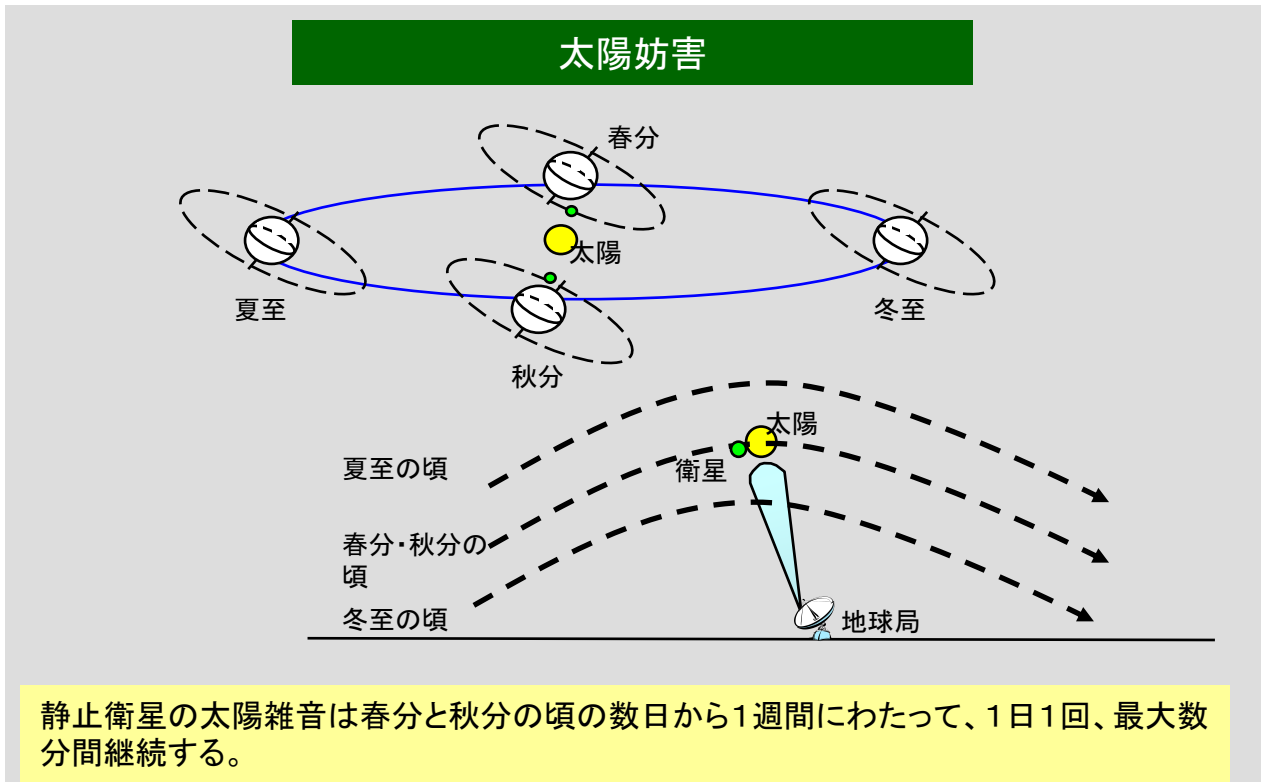
このうち、太陽妨害(Sun Interference)は、地球局アンテナから衛星を見る方向(衛星の後方)にちょうど、太陽が重なることによって、雑音が増加して通信できなくなる現象である。この太陽妨害は、太陽の軌道面(黄道)と赤道面との交差が生じる、春分と秋分を中心とする3月下旬、9月下旬に約1週間に渡って発生する。

太陽妨害の継続時間は次の計算によって概算できる。

地球上の定点から見た時、太陽が黄道上を移動する角度は次から1分間あたり 0.25° となる。
 $360^\circ \div (24 \times 60) = 0.25^\circ$

太陽妨害による雑音で地球局受信機が受信できなくなるアンテナのビーム幅が θ° の場合、太陽妨害が発生する時間は $\theta/0.25 = 4 \times \theta$ (分) となる。

そこで例えば、 $\theta = 1^\circ$ の地球局の場合には、太陽妨害の時間は最大4分間となる。衛星が太陽の軌道(黄道)上に位置する時点で、太陽妨害の時間が最大となる。



春分と秋分の頃の42日間に毎日、約70分間継続

太陽食の時間は次の計算より春分、秋分の日に最大の約70分間になる。

図で、 $\angle TAC = \sin^{-1}(6370/42170) = 8.7^\circ$

そこで、 $\angle BTA = 2 \times \angle TAC = 17.4^\circ$ となるから

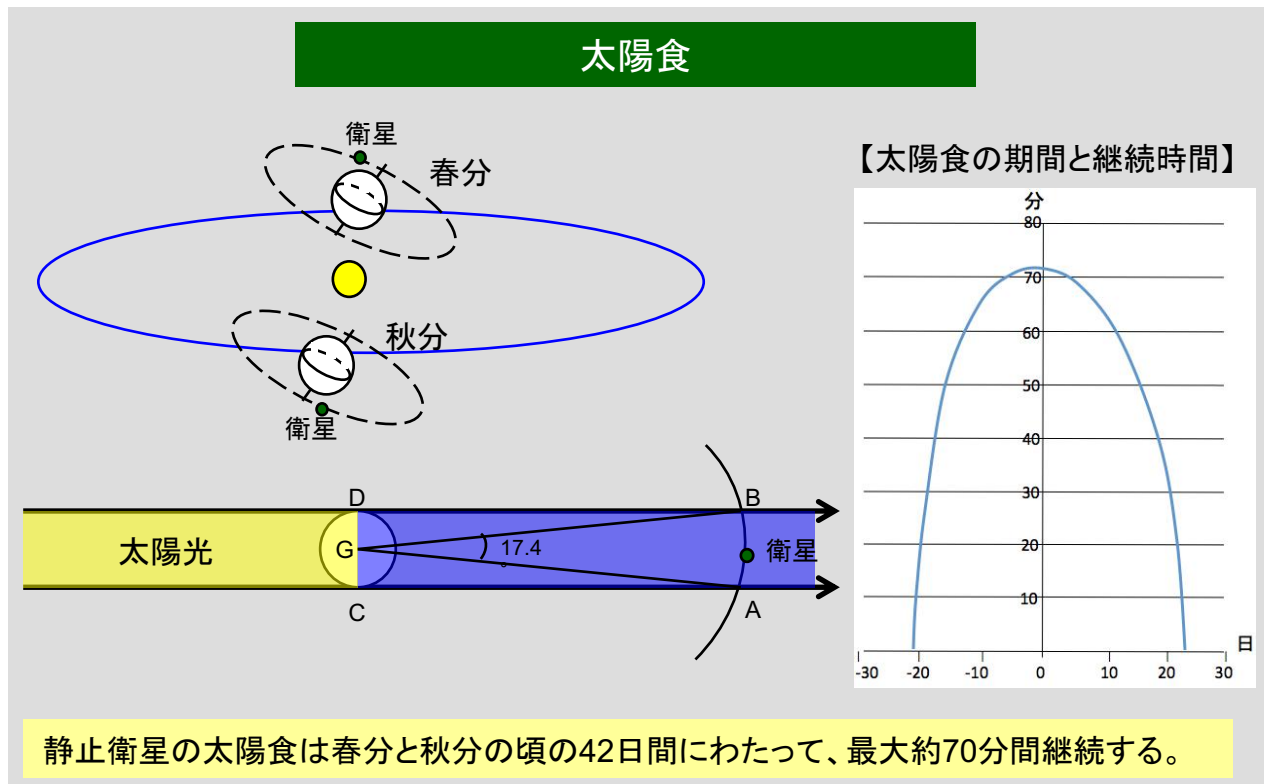
衛星の周期(23時間56分)から計算すると、食の時間は次になる。

$$23.93 \times 17.4 / 360 = 1.16 \text{ (時間)} = 69.6 \text{ (分)}$$

太陽食の期間は、春分、秋分の日を中心に前後42日間に渡る。

通信衛星では、太陽食の間中は搭載したバッテリーから中継器等に電力が供給されるため、通信障害は発生しない。

しかし、送信機に大きな電力を必要とする放送衛星では、以前はバッテリー供給電力に限界があった。そこで、食となる時間帯がサービスに影響が少ない深夜帯(午前2時頃)となるように、放送衛星の軌道位置を日本上空から西側の位置(東経 110°)にずらしている。



寿命が尽きると重力ポテンシャル極小点にゆっくり移動

寿命が尽きた静止衛星はどこに行くのだろうか。

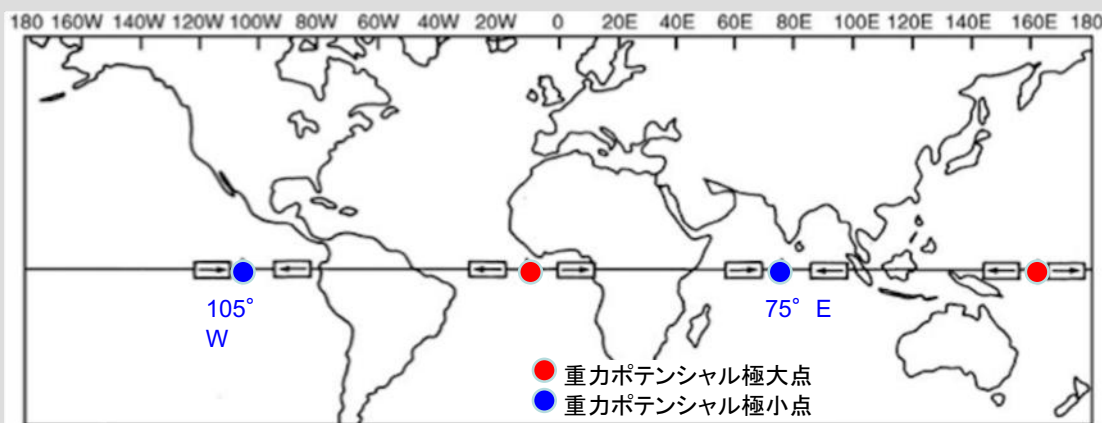
その場所は、地球が完全な球体でないことに起因して、静止軌道上の東西方向に働くわずかな力によって、重力ポテンシャルが最も低い2地点(東経75°，西経105°)のいずれかにゆっくり引き寄せられてゆき、(衛星によっては何回転かした後に)最終的にはここで停留することになる。

しかし、軌道保持制御を停止した衛星をそのまま放っておくと、宇宙ゴミ(スペースデブリ)となって極めて危険である。静止衛星軌道上にはすでに寿命を終えた数千の衛星が軌道に漂っているといわれる。

現在では、軌道保持用燃料が残り3ヶ月分ほどになった時には、この残燃料を噴射することで静止軌道の約300km上空にある軌道のいわゆる「墓場軌道」に打ち上げることが求められている。

静止衛星軌道は極めて高い軌道ゆえ、落下させるにも多くの燃料が必要であるためである。

静止軌道上の重力ポテンシャル極小点と極大点



“Satellite Communications System, Willey”より

軌道保持用の燃料が尽きた衛星は、インド洋と太平洋上にある重力ポテンシャル極小点に向かってゆっくり移動してゆき、やがてはここで停留する。

周波数の割当方針は3つの地域毎に多少異なっている

国際的な周波数管理は、国際連合の専門機関である国際電気通信連合 (ITU: International Telecommunication Union) にて行われている。

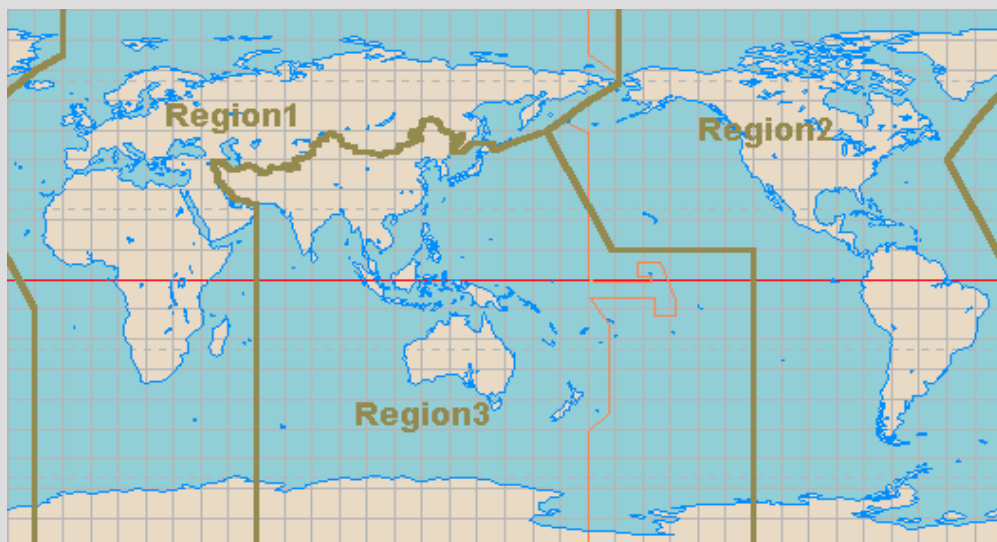
その際の最も基本的な規則である無線通信規則 (RR: Radio communication Regulations) は加盟国を拘束する義務規定であり、国際的な周波数分配、周波数の国際調整手続、周波数割当の登録、無線局の運用等に関する取決め等を規定している。

具体的には、地域ごと周波数ごとに無線を使用する業務 (固定業務、移動業務、固定衛星業務、移動衛星業務、放送業務など) を割り当て、それぞれの業務を行う無線システムについて、使用する電力や変調方式等の技術基準を規定している。

RRの第5条では、下図のように全世界を三つの地域に分けて規定している。そのうえで、9kHz以上、1,000GHz以下の周波数について周波数帯域を細かく区分し、各地域、周波数帯域ごとに、使用可能な業務と使用条件の割当方針を規定している。

日本は第3地域に属するので、第3地域での割当方針に基づいて定められた技術的条件等の国内規定をもとに、主管庁である総務省が無線局申請者に対する電波割当を行っている。

ITU RRが定める3つの地域



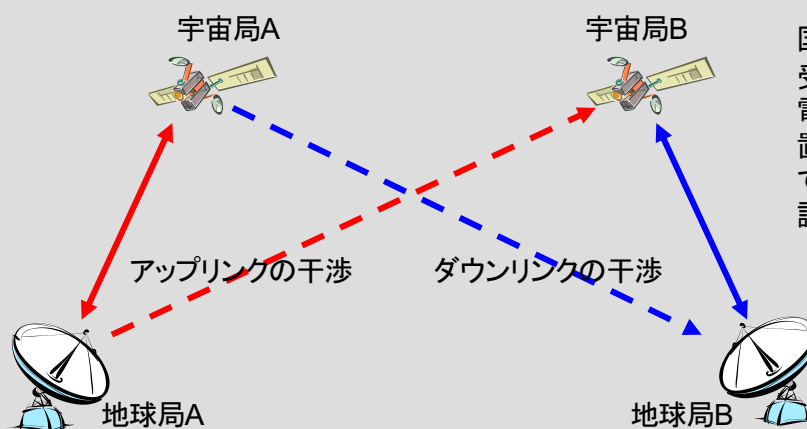
世界的にみると周波数割り当て方針は3つの地域で多少異なっている。

先着優先方式

衛星通信網の国際調整には、次の4つの段階がある。(総務省 電波利用ホームページより)

- (1) 事前公表資料(API: Advanced Publication Information)のITUへの送付・公表
衛星通信網の使用開始2~7年前に衛星計画の技術的な概要資料を主管庁(日本は総務省)からITUに送付し、ITUよりこれを全主管庁へ公表する。
- (2) 調整
影響を与える(又は受ける)衛星通信網を有する全ての主管庁との調整を行う。
(調整は意見申立を受けて、書簡のやり取り又は会議により行われる。)
- (3) 通告
衛星通信網の周波数割当を使用開始の3年前を超えない時期にITUに通告する。
- (4) 登録
衛星通信網の周波数割当について、ITU無線通信規則(RR: Radio Regulations)の関連規定に合致し、所要の国際調整が完了しているものについては国際周波数登録原簿(MIFR: Master International Frequency Register)に登録され、当該周波数割当の使用について国際的な認知が得られる。

衛星通信網の調整



国際調整で意見申立を受けた場合には、送信電力の低減、周波数配置の変更、特定条件下での送信停止等により調整する。

国際調整では、多くの場合、他衛星システムからの干渉(Single Entry)の許容量として、自システムの総合雑音電力(N)の6%(-12.2dB)に設定している。

衛星通信では先に登録されているシステムが優先権を有しており、新規に計画するシステムは、登録済みの他システムに有害な干渉を与えないことを確認する必要がある。

調整コンター

衛星通信網において地球局の設置にあたっては、同じ周波数帯を使用する他の無線局との間で電波干渉の有無を確認するため、国内のみならず隣国との国際調整が必要である。衛星通信に割り当てられている周波数は、通信事業者の固定マイクロ回線用無線局のような地上固定業務などと共用しているためである。

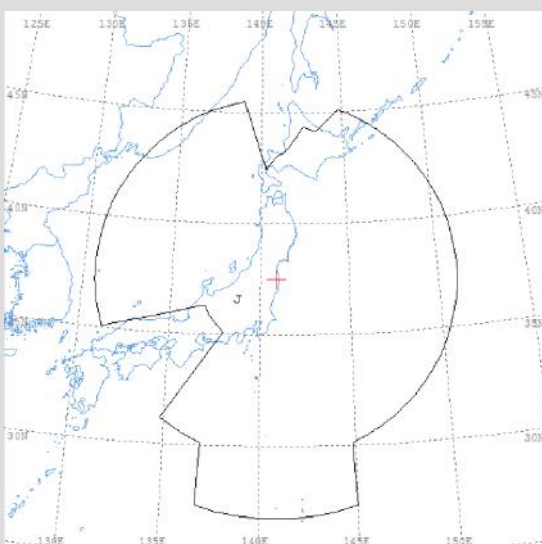
国際間の調整は、調整区域が他国の領土を含む場合には、他国の地上局との間でITU-R Appendix7が定める手続きに基づき主管庁を通じて調整を行う。

■ 調整区域

同じ周波数帯を使用する隣国の無線局に干渉を与える可能性があるエリアを外縁で示す地図(調整コンター図)をITUが提供する描画ツールにて作成する。

調整コンター図では、通常、地球局アンテナ衛星方向の方位角で調整距離が最も長くなるが、アンテナ仰角が低い場合には、周囲の地形によって各方位の調整距離が大きく変動する。海上と陸上での伝搬の違いが大きく影響している。

地球局に関する隣国の調整



地球局の次のパラメータをGIPSプログラムに代入して調整コンター図を作成する。

- ・緯度経度
- ・使用衛星(静止衛星経度)と仰角方位角
- ・送信周波数, EIRP, 最大送信電力密度

左はその例

“小型衛星通信網の国際周波数調整手続きに関するマニュアル”より

地球局設置に際しては、同じ周波数を共用する地上業務との間で、干渉の有無を確認するため国内外の調整が必要である。



7. 周波数と軌道の管理

無線局免許手続き

簡易な無線局では包括免許も可能

微弱電波を超える出力の電波を発射する無線機器の設置・運用を希望する者は、原則として、当該国主管庁に無線局の開設申請を行い許可を受ける必要がある。

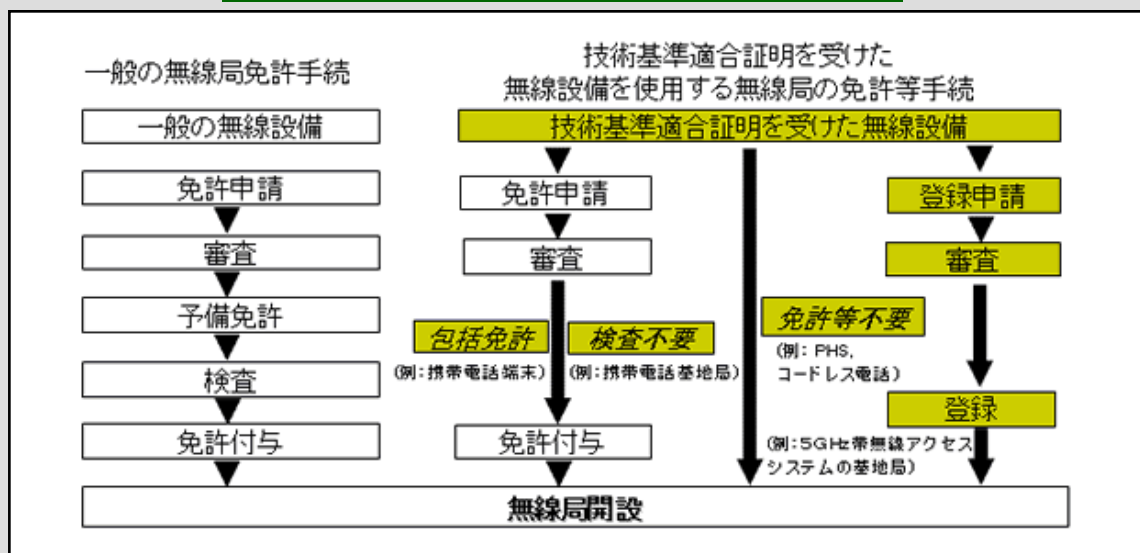
各主管庁は、周波数の割り当て原則に適合しているか、国内外の他の無線局に干渉を与えないかなどを、ITU勧告や自国で定めた技術的条件に照らして審査し、許可を与える。

ただし、携帯電話端末のように、同一性能を持つ多数の無線局を大量生産できる無線局(特定無線局)には、型式認定(あるいは技術基準適合証明)取得設備に対する包括免許手続きが定められており、各国主管庁は小型地球局もその対象としている。

2018年7月現在、日本では、主に次のような地球局設備が包括免許の対象となっている。

- ・L帯, S帯 携帯移動地球局
(インマルサット、イリジウム、スラーヤ、Nスター、グローバルスターでの携帯端末や可搬局)
 - ・Ku帯, Ka帯 VSAT地球局
(インテルサット、JSAT、IPStar等での固定局, 車載では走行中の利用は不可)
 - ・Ku帯 ESV^(*1) 携帯移動地球局 (外洋を航行する船舶向け, JSATなど)
 - ・Ku帯 航空機地球局
 - ・Ka帯 ESIM^(*2) 用携帯移動地球局 (インマルサット)
- *1) Earth Station on Vessel
*2) Earth Station In Motion

日本の無線局免許手続



総務省ウェブサイトより

衛星通信用無線局でも、携帯端末や小型アンテナを持つ固定設置地球局の場合は、包括免許手続きが可能である。

理論値はEb/Noを誤差関数に代入して求められる

BPSKでは、雑音は周波数と位相が全くランダムなホワイトノイズが加わると仮定した場合、復調後のビット誤り率(Pe)の理論値(限界値)は次の式で与えられる。

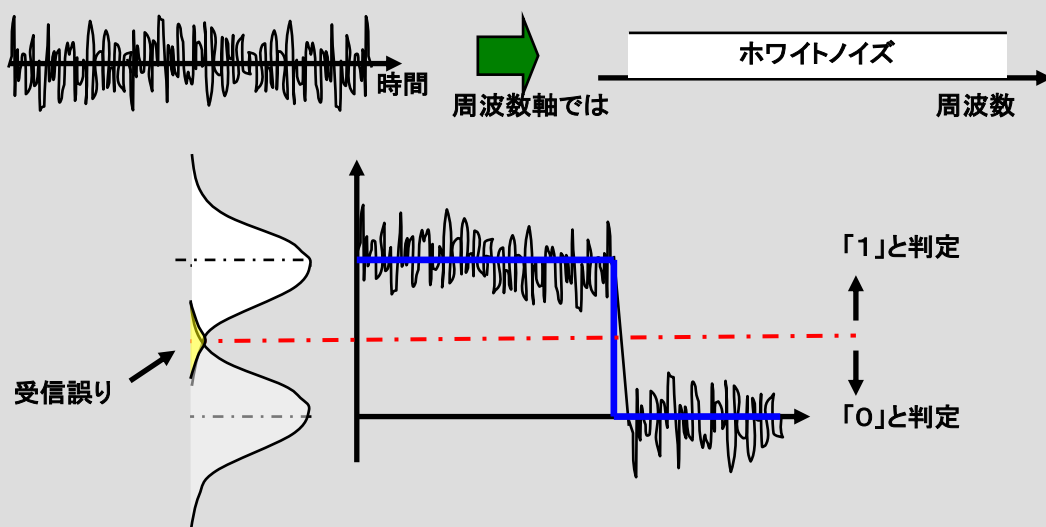
ここで、erfc(x)は下記で定義される誤差関数であり、Eb, Noは信号のビットあたりの電力、Noは1Hzあたりの雑音電力である。

$$P_e = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\sqrt{\frac{E_b}{N_0}} \right)$$

$$\operatorname{erfc}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_x^{\infty} e^{-t^2} dt$$

QPSKは、相関のない直交する2つの軸にてBPSKを適用するので、QPSKの誤り率特性はBPSKのそれと同じである。

雑音の波形とスペクトラム



BPSK, QPSKの誤り率はEb/Noから誤差関数を用いて計算できる。

2次元ベクトル空間上での座標で信号点を示す

ω_c の角周波数をもつ正弦波は、互いに90度位相のずれを持つsinとcosの2つの成分に分離できる。(三角関数の加法定理)

$$A(t) = A \sin(\omega_c t + \Phi) = A \cos\Phi \sin \omega_c t + A \sin\Phi \cos \omega_c t$$

sin $\omega_c t$, cos $\omega_c t$ の係数部分が情報によって変化する部分となる。そこで、より一般的に、

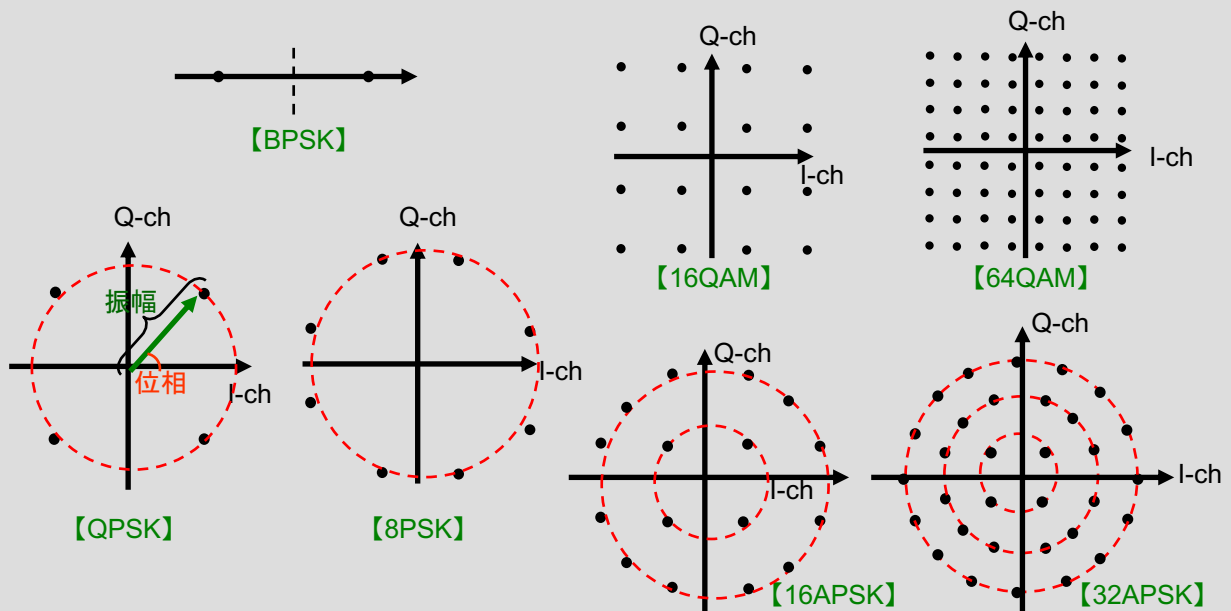
$$A(t) = I(t) \cos \omega_c t + Q(t) \sin \omega_c t$$

と表し、I(t),Q(t)の組を2次元空間上に表すと、変調信号の時間的な遷移を示すことができる。これを星状配置(コンステレーション)という。

(I(t), Q(t))の座標平面上で、信号の変化によって(1,1),(1,-1),(-1,-1), (-1,1)のいずれかの位置を遷移する変調方式がQPSKである。

このように、搬送波の信号点の振幅と位相(基準キャリア位相との相対値)を平面座標で示すコンステレーションにおいて、QPSK, 8PSK, 16QAM, 32APSK, 64QAMでは、それぞれ $4(2^2)$ 個、 $8(2^3)$ 個、 $16(2^4)$ 個、 $32(2^5)$ 個、 $64(2^6)$ 個の信号点をもつため、1シンボルあたり2,3,4,5,6ビットを伝送できることになる。

デジタル変調方式のコンステレーション



2次元座標での信号点配置は星座のように見えるのでコンステレーションと呼ばれる。



BPSK, QPSKが最も良好

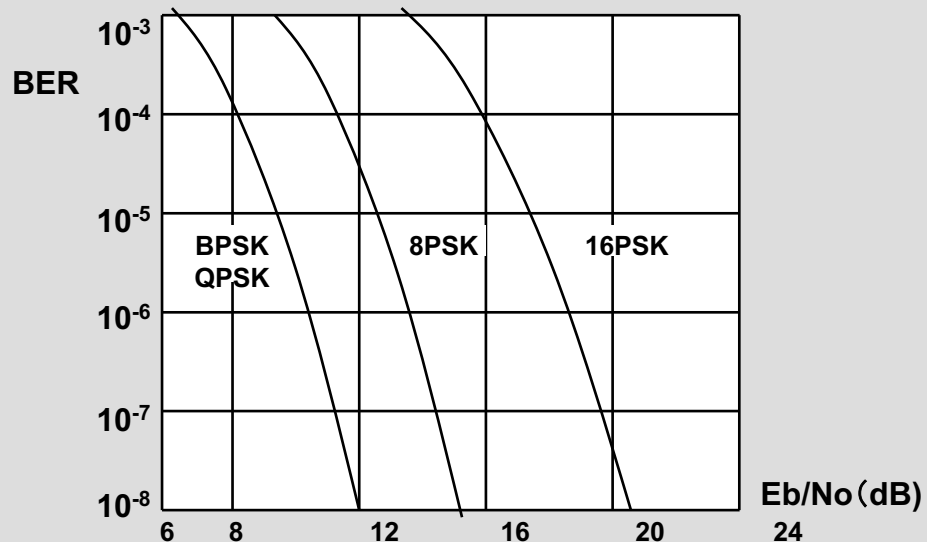
全ビット数に対する符号誤りビットの割合をBER(bit error rate:ビット誤り率)といい、通常、10の指数を用いて表す。例えば、伝送路のBERが 10^{-6} とは、 10^6 ビット、すなわち100万個のうち1個の割合でビット誤りがあることをいう。

各種デジタル変調方式のBERは、変調された信号の電力と、雑音電力の比で決定され、信号電力を増加するとBERは減少する。

BER特性(下図)では、普通、横軸を1ビットあたりの信号電力と1Hzあたりの雑音電力の比(E_b/N_0)に対して表す。

BPSKとQPSKは、最も優れたBER特性を有するので、送信電力が限られる場合に適している。一方、多値変調はBER特性は劣るものの、限られた周波数帯域にて、QPSKより高速の通信を行うために送信電力が増加できる場合に利用できる。

デジタル変調方式のBER



QPSKは正弦波と余弦波という互いに独立した2つの搬送波にBPSK変調を行うとみなせるので、BPSKと同じBER特性をもつ。



伝送速度の理論上の上限値

シャノン・ハートレーの定理ともいう。帯域幅がB(Hz)、信号電力と雑音電力の比S/N(真数)の伝送路にて、誤りなく伝送できるビット数、すなわち通信容量C(bit)の限界値であり、次式で表される。

$$C = B \times \log_2(1 + S/N)$$

帯域に制限がある場合でも、信号電力を増やすことで、際限なく通信容量が拡大できることになる。

一方、逆に信号が雑音に埋もれてしまうような条件下、すなわち、S/Nが1以下でも、情報伝達が可能なことも示している。

S/Nが悪い場合、例えば、同じ情報を繰り返し送り、受信側で加算することで、伝送速度は落ちるものの情報伝達が可能になる。通信容量は、Bを大きくして、信号を広い帯域に拡散させることでも確保できる。

チャンネル容量

| S/N (dB) | 1Hzあたりの通信容量 上限(ビット) |
|--------------------------|------------------------|
| 10 ⁵ (50dB) | 16.6 |
| 10 (10dB) | 3.46 |
| 1 (0dB) | 1 |
| 10 ⁻¹ (-10dB) | 0.14 |

S/Nがゼロ以下、すなわち信号電力より雑音電力が大きい場合でも、誤り訂正符号の使用や、スペクトラム拡散方式等の広帯域を使用する変調方式を用いることで復調が可能となる。

BとNが決まっている場合、信号電力の増加に対する通信容量の増加は、直線(比例)的でなく、対数的な増加にとどまる。



情報に付加した冗長ビットを利用して受信側で訂正

前方誤り訂正符号(FEC: Forward Error Correction)は、データ伝送における誤り制御の一種であり、受信側からのACK等の情報を一切要しない、一方向の回線で使用する。

メッセージ送信側では、送信する情報系列から計算される冗長ビット系列を情報系列に付加して送信する。一方、受信側では、受信した情報からの代数演算、あるいは、確率(尤度)計算によって伝送路で生じた符号誤りを訂正する。

FEC方式には、大別して固定長のブロックごとに符号化を行うブロック符号と、任意の長さのビット系列に適用する畳込み符号がある。

ブロック符号のうち、衛星通信に広く用いられているのは、リードソロモン(RS)符号、BCH符号、ゴレー符号などである。

近年は、符号復号器の能力向上により、シャノン限界に迫る優れた特性を有する方式として、2つの畳込み符号を組合せたターボ符号や、疎行列パリティ検査符号を用いたLDPC符号が第3世代以降の携帯電話方式やDVB-S,S2方式等で広く利用されるようになった。

また、ブロック符号と畳込み符号のような2種類の符号を接続することによっても、誤り訂正能力を向上できる。

主なFECの方式

| 種類 | 符号 | 特徴 | 衛星通信以外での利用 |
|------------|---------|------------------------------|--------------------------|
| ブロック符号 | BCH | ガロア有限体を元に最も研究されてきた巡回符号 | (初期の)移動通信の制御回線 |
| | RS | BCHの拡張。8ビット(バイト)単位で訂正する方式が多い | 地上デジタル放送, CD, DVD, QRコード |
| | Golay | 12ビットを24ビットに符号化 | (初期の)移動通信制御回線 |
| ブロック符号の変形 | LDPC | シャノン限界に迫る特性 | 携帯電話, Wi-Fi, WiFAX |
| 畳込み符号 | CC | ビタービ復号法を適用 | 携帯電話, Wi-Fi, WiFAX |
| 畳込み符号と多値変調 | TC8PSK | トレリス符号化8PSK | デジタルTV放送 |
| 2つの畳込み符号 | Turbo | シャノン限界に迫る特性 | 携帯電話, WiMAX |
| 接続符号 | CC-RS | CCとRSの連結 | デジタルTV放送 |
| | CTC | 畳込み符号とターボ符号 | 携帯電話, WiMAX |
| | LDPC-RS | LDPCとRS符号の連結 | |

近年は、TurboやLDPC, 接続符号が広く使われるようになった。

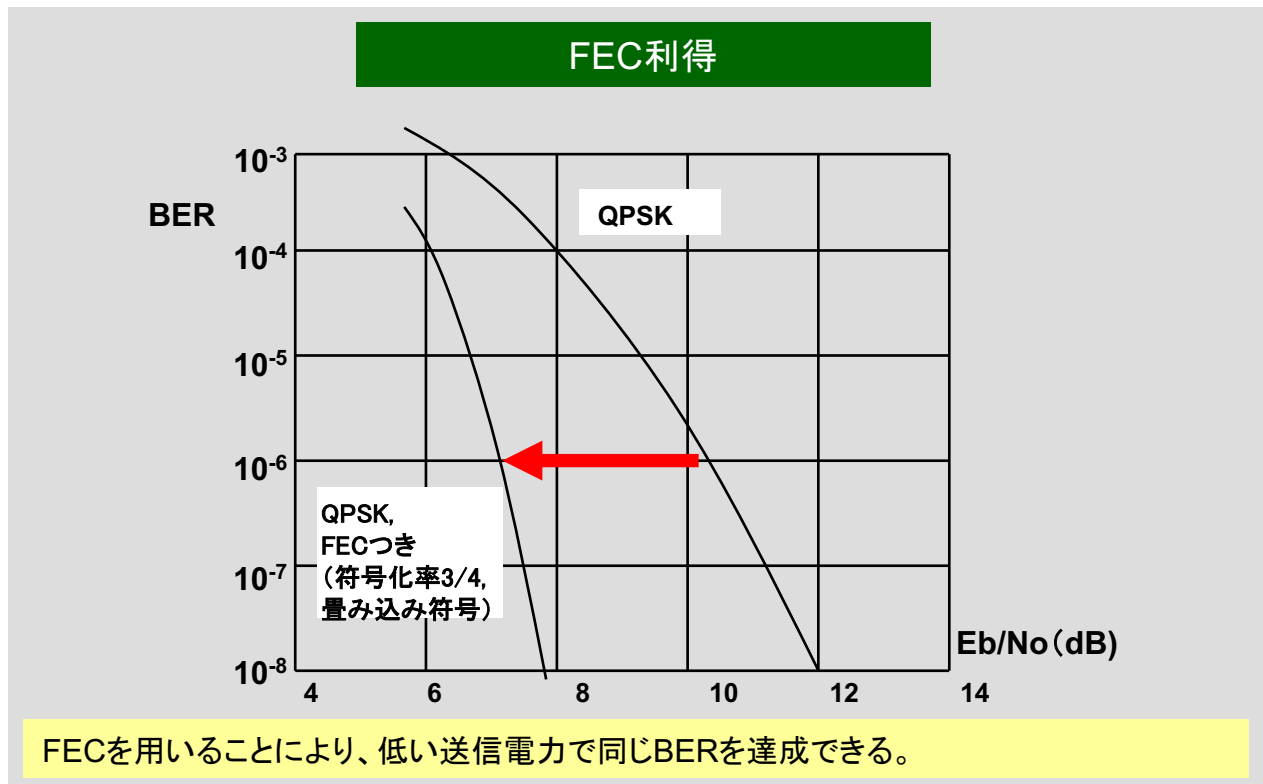


FECによる改善効果を示す

FECによる改善効果をBER特性例でみると下図になる。

これは、畳み込み符号という符号を用い、情報ビット3ビットに誤り訂正用ビットを1ビットの割合で付加した例であり、FECを使用しない場合に比べ、 10^{-6} のBER付近では約4dBの改善効果、つまり、送信電力を4dB下げられることを示している。同じ情報量を送る場合、誤り訂正用ビットの付加により、3割ほど余分な周波数帯域が必要になるが、送信電力を約半分に行けるといえるという大きな効果がある。

通常、FECは、最悪でもBERが 10^{-4} 程度の伝送路で使われる。これは100ビットを1パケットにする場合、100個のパケットあたり1ビットの誤りが起こる頻度に相当する。1パケット内に2ビット以上の誤りを含むパケットの数は、1ビット誤りを持つものに比べて格段に少ない。1ビット誤りは簡単に訂正できるので、FECの適用により劇的にBERが改善できるわけである。



FECを用いることにより、低い送信電力で同じBERを達成できる。