

情報通信審議会 情報通信技術分科会  
衛星通信システム委員会

報告書

平成 21 年 1 月 27 日



## 目次

I	審議事項	1
II	委員会及び作業班の構成	1
III	審議経過	1
	1 委員会での審議	1
	2 作業班での審議	1
IV	審議概要	2
	1. 審議の背景	2
	2. システム概要	3
	2.1. システム構成	3
	3. システム及び無線設備の技術的条件	4
	3.1. 一般的条件	4
	3.1.1. 必要な機能	4
	3.1.2. 適用周波数帯	4
	3.1.3. 変調方式	4
	3.1.4. 通信方式	4
	3.1.5. アクセス方式	4
	3.1.6. 電磁環境対策	5
	3.2. ヘリコプター地球局の無線設備の条件	5
	3.2.1. 送信装置の条件	5
	3.2.1.1. 周波数の許容偏差	5
	3.2.1.2. 占有帯域幅の許容値	5
	3.2.1.3. スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度の許容値	5
	3.2.1.4. 空中線電力の許容偏差	6
	3.2.1.5. 軸外輻射電力の許容値	6
	3.2.1.6. 交差偏波輻射電力の許容値	6
	3.2.2. 受信装置の条件	6
	3.2.2.1. 副次的に発生する電波等の限度	6
	3.2.3. 空中線の条件	6
	3.2.3.1. 覆域	6
	3.2.3.2. 偏波	7
	3.2.3.3. 交差偏波識別度	7
	3.2.4. 監視・制御装置の条件	7
	3.2.4.1. 故障検出機能	7
	3.2.4.2. 機内設備とのインタフェース	7
	4. 測定法	8
	4.1. 送信装置	8
	4.1.1. 周波数の偏差	8
	4.1.2. 占有周波数帯幅	8
	4.1.3. スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度	8
	4.1.4. 空中線電力の偏差	8
	4.1.5. 軸外輻射電力	9
	4.2. 受信装置	9

4.2.1. 副次的に発生する電波などの限度 .....	9
5. 周波数共用に関する条件 .....	10
5.1. 固定衛星業務 .....	11
5.2. 固定業務・移動業務 .....	11
5.3. 電波天文業務 .....	12
5.4. 宇宙研究業務 .....	12
V 審議結果 .....	13
別紙 1 情報通信技術分科会 衛星通信システム委員会 構成員 .....	15
別紙 2 ヘリサット作業班構成員名簿 .....	17
別添 諮問第 2025 号 「Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件」 のうち「標準画質レベルの動画及び音声の伝送が可能なシステムの 技術的条件」に対する一部答申（案） .....	19
参考資料 1 NICT 技術試験事務 .....	25
参考資料 2 ドップラーシフトによる周波数偏差の検討 .....	35
参考資料 3 占有帯域の検討 .....	37
参考資料 4 周波数共用に関する検討 .....	39
参考資料 5 勧告 ITU-R S.728-1 .....	45
参考資料 6 勧告 ITU-R M.1643 .....	53

## I 審議事項

衛星通信システム委員会は、情報通信審議会諮問第 2025 号「Ku帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件」（平成 20 年 7 月 29 日諮問）のうち、標準画質レベルの動画<sup>1</sup>（以下、標準動画という。）及び音声の伝送が可能なシステム（情報速度<sup>2</sup>1.5 Mbps程度以下を想定）の技術的条件について審議を行った。

## II 委員会及び作業班の構成

委員会の構成については、別紙 1 のとおりである。

なお、本件に関して審議の促進を図るため、ヘリサット作業班を設置して検討を行った。作業班の構成については、別紙 2 のとおりである。

## III 審議経過

### 1 委員会での審議

#### (1) 第 10 回委員会（平成 20 年 8 月 5 日）

諮問 2025 号について内容を確認し、運営方針、審議方針、作業班の設置等について審議を行った。

#### (2) 第 11 回委員会（平成 20 年 12 月 1 日）

作業班における検討状況について報告を受け、Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件について審議を行い、委員会報告書（案）及び一部答申（案）を取りまとめ、パブリックコメントを募集することとした。

#### (3) 第 13 回委員会（平成 21 年 1 月 19 日）

Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件について審議を行い、委員会報告書及び一部答申（案）を取りまとめた。

### 2 作業班での審議

#### (1) 第 1 回作業班（平成 20 年 8 月 26 日）

検討項目、検討スケジュール等を決定し、Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件について、類似システムである Ku 帯航空移動衛星システムとの比較検討を行った。

#### (2) 第 2 回作業班（平成 20 年 10 月 1 日）

Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件のうち、標準動画及び音声の伝送が可能なシステム（情報速度 1.5 Mbps 程度以下を想定）の技術的条件について検討を行い、作業班報告書及び一部答申（素案）を取りまとめた。

<sup>1</sup> 災害現場等の状況把握に必要と考えられる 720x480、15fps 程度の画質を前提に検討している。

<sup>2</sup> 映像、音声等を符号化した時点でのビットレートで、無線伝送のための誤り符号等は含まない。

#### IV 審議概要

##### 1. 審議の背景

災害時においては、救助活動や復旧対策を迅速かつ円滑に行うため、災害現場の状況を的確に把握することが重要であるが、災害時は陸上の交通手段が途絶する等被災地へのアクセスが困難となる場合もあり、機動性に優れたヘリコプターを用いて上空から情報収集を行うことが有効である。現在では、地上の無線局を中継してヘリコプターから画像情報の伝送を行う方式が使われているが、運用範囲が地上の無線局の見通し範囲内に限られる制約がある。

このため、日本全体をカバーする通信衛星を利用することで、地上の無線局が設置されていない地域においても動画等をリアルタイムで伝送可能とする Ku 帯を用いたヘリコプター衛星通信システムに対するニーズが高まっている。

この Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムのうち、標準動画及び音声の伝送が可能なシステム（情報速度 1.5 Mbps 程度以下を想定）については、平成 13 年度から平成 16 年度にかけて総務省が実施した技術試験事務において技術基準の策定に必要な基礎的なデータの取得及び分析が行われており、また、総務省消防庁においても標準動画及び音声の伝送が可能なシステム（情報速度 1.5 Mbps 程度以下を想定）の実用化に向けた共通仕様書策定の検討が行われたところである。

以上の状況を踏まえ、衛星通信システム委員会では、Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件のうち、早期の実用化が見込まれている標準動画及び音声の伝送が可能なシステム（情報速度 1.5 Mbps 程度以下を想定）の技術的条件について検討を行った。

なお、今回検討を行ったシステムよりも更に高速伝送が可能なシステムを実現するためには、電力及び帯域幅の増加等を踏まえた検討が必要となるが、現時点において必要な技術データ等が得られていないため、その技術的条件については、将来的な課題として今後の検討に委ねることとした。

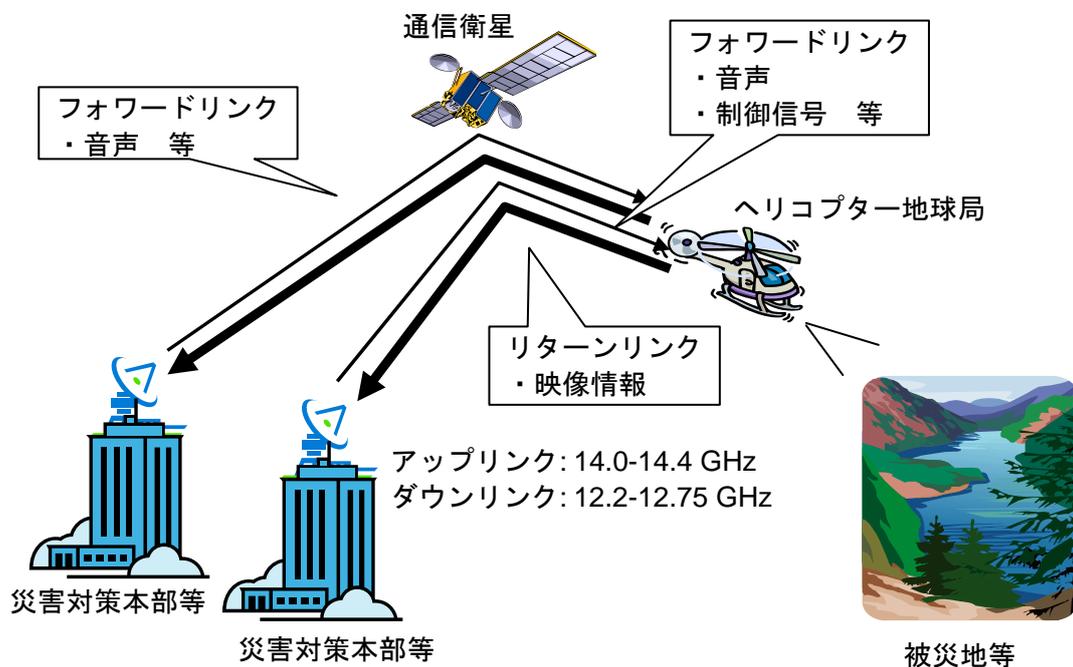
## 2. システム概要

### 2.1. システム構成

Ku帯ヘリコプター衛星通信システム（以下、「ヘリサット」という。）は、ヘリコプターに搭載された地球局から、静止軌道上に配置された通信衛星を介してリアルタイムに映像情報等を地上へ伝送するシステムである。ヘリサットでは、日本全域をカバーする静止衛星を利用することで、地上の無線局が設置されていない地域や地上でのアクセスが困難な場合においても、被災地の映像情報を迅速に伝送することが可能となる。

システム構成の例を、図 1-1 に示す。

図 1-1 システム構成の例



### 3. システム及び無線設備の技術的条件

#### 3.1. 一般的条件

##### 3.1.1. 必要な機能

- (1) ヘリコプター地球局の空中線は、通信の相手方である人工衛星局のみを自動的に追尾する機能を有すること。
- (2) ヘリコプター地球局は、自局の障害を検出する機能を有し、障害を検出したとき及び人工衛星局を経由した基地局からの信号を正常に受信できないときに、自動的に電波の発射を停止する機能を有すること。
- (3) ヘリコプター地球局は、送信空中線の主輻射が自機の機体(ブレードを含む。)に反射しないよう、自動的に電波の発射を停止する機能を有すること。

##### 3.1.2. 適用周波数帯

リターンリンクは、他の無線局への干渉を回避しつつ、映像を主体とした大容量情報が伝送されることから一定程度の帯域を確保する必要があるため、Ku帯(アップリンク：14.0-14.4 GHz、ダウンリンク：12.2-12.75 GHz)の利用が適している。

本周波数帯において、移動衛星業務は二次業務とされており、周波数共用に当たっては留意する必要がある。

##### 3.1.3. 変調方式

変調方式は、標準動画及び音声の伝送を行うためには1.5 Mbps程度の情報レートが必要であり、二位相偏移変調(BPSK)等のデジタル変調とすることが適当であると考えられる。また、他の無線システムへの影響を低減させるために、エネルギー拡散方式を併用することも考えられる。

##### 3.1.4. 通信方式

通信方式は、現在具体的な利用方法が想定されているシステムにおいては、リターンリンクは映像、フォワードリンクは音声あるいは制御信号が中心となると考えられるため、基本的には復信方式の非対称通信が基本となるが、将来的には本システムの様々な応用利用も考えられることから、無線設備の条件として特定の方式に限定する必要はない。

##### 3.1.5. アクセス方式

アクセス方式は、変調方式や通信方式によって様々な方式が考えられるため、無線設備の条件として特定の方式に限定する必要はない。

### 3.1.6. 電磁環境対策

過度な強度の電波から人体を保護するための必要条件を満たすよう、電波防護指針で定められた要求条件を満たすことが必要である。

また、ヘリサットはヘリコプターに搭載されることから、航空計器類に影響を与えないよう、準拠すべき規定等に従って設計・運用されることが必要である。

このため、空中線の設置場所についても、人体や航空計器類等に影響を与えないよう留意する必要がある。

## 3.2. ヘリコプター地球局の無線設備の条件

### 3.2.1. 送信装置の条件

#### 3.2.1.1. 周波数の許容偏差

ヘリコプター地球局の移動に伴うドップラーシフトは、ヘリコプターの最大移動速度を 180 kt (約 333 km/h) と仮定した場合、最大で 0.308 ppm となり、補正しなくても周波数の引き込み範囲に収まるため、周波数の許容偏差は Ku 帯における一般的な地球局の規定値である  $\pm 100$  ppm とすることが適当である。

#### 3.2.1.2. 占有帯域幅の許容値

比較的小さい電力でも伝送が可能であり、実環境における測定データの取得及び基礎的な分析等が行われている二位相偏移変調 (BPSK) を基本とした場合、占有帯域幅の許容値としては、7.8 MHz 以下とすることが適当である。

#### 3.2.1.3. スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度の許容値

スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度の許容値は、宇宙無線通信を行う無線局の許容値として、以下に示す総務省告示第 1228 号（平成 17 年 10 月 21 日）に従うことが必要である。

##### (1) スプリアス領域における不要発射の強度の許容値

50  $\mu$ W 以下又は基本周波数の平均電力より 60 dB 低い値のいずれか厳しくない値。

##### (2) 帯域外領域における不要発射の強度の許容値

上記の値と、必要周波数帯幅内における 4 kHz の周波数帯域幅当たりの最大電力密度から、4 kHz の周波数帯域幅当たり  $40 \log (2F/BN+1)$  dB の値とのいずれか小さい方の値。ここで、F は必要周波数帯幅と帯域外領域の境界より中心周波数と反対方向に離れる周波数の値、BN はシングルキャリアの場合にあっては占有周波数帯幅の許容値（割当帯域幅を有する場合には当該割当帯域幅の両端に位置する周波数の占有周波数帯幅の許容値）、マルチキャリアの場合にあっては割当帯域幅とする。

#### 3.2.1.4. 空中線電力の許容偏差

空中線電力の許容偏差として無線設備規則第 14 条に規定されている±50 % 以内とすることが必要である。

#### 3.2.1.5. 軸外輻射電力の許容値

隣接衛星に対する干渉を避けるため、無線設備規則第 45 条の 21 及び勧告 ITU-R S.728-1 を踏まえ、静止衛星軌道に対し南北方向の±3°以内のすべての方向に輻射される電力は、以下の値とすることが必要である。

主輻射の方向からの離角 (θ)	最大輻射電力 (40 kHz あたり)
$2^{\circ} \leq \theta \leq 7^{\circ}$	$33 - 25 \log \theta$ dBW
$7^{\circ} < \theta \leq 9.2^{\circ}$	12 dBW
$9.2^{\circ} < \theta \leq 48^{\circ}$	$36 - 25 \log \theta$ dBW
$48^{\circ} < \theta$	-6 dBW

θ は、主輻射の方向からの離角とする。

#### 3.2.1.6. 交差偏波輻射電力の許容値

交差偏波輻射電力に関しては、その通信の相手方である人工衛星局の交差偏波側の中継器を利用するシステムに有害な干渉を生じさせない十分小さな値にすることが望ましい。例えば、勧告 ITU-R S.728-1 を踏まえ、軸外交差偏波電力の許容値としては、以下の値が推奨される。

主輻射の方向からの離角 (θ)	最大輻射電力 (40 kHz あたり)
$2^{\circ} \leq \theta \leq 7^{\circ}$	$23 - 25 \log \theta$ dBW
$7^{\circ} < \theta \leq 9.2^{\circ}$	2 dBW

θ は、主輻射の方向からの離角とする。

### 3.2.2. 受信装置の条件

#### 3.2.2.1. 副次的に発生する電波等の限度

他の無線設備の機能に支障を与えない限度として、無線設備規則第 24 条に規定される 4 nW 以下とすることが必要である。

### 3.2.3. 空中線の条件

#### 3.2.3.1. 覆域

ヘリコプター地球局の送信空中線の最小運用仰角は、一般的な地球局と同様に、水平面から+3度以上とすることが必要である。

ヘリコプター地球局の地表線に対する等価等方輻射電力の許容値は、一般的な地球局と同様に以下の値とすることが必要である。

仰角 (θ)	等価等方輻射電力の許容値
$\theta \leq 0^\circ$	40 dBW/4kHz
$0^\circ < \theta \leq 5^\circ$	$40 + 3\theta$ dBW/4kHz

θ は、送信空中線の輻射の中心から見た地表線の仰角とする。

### 3.2.3.2. 偏波

偏波は、直線偏波又は円偏波とする。

### 3.2.3.3. 交差偏波識別度

交差偏波識別度は、同一の衛星で周波数の再利用を行っているシステムにおいてはシステム内干渉として重要な要素となり、この干渉量を最小限に抑えることが望ましい。

## 3.2.4. 監視・制御装置の条件

### 3.2.4.1. 故障検出機能

ヘリコプター地球局は、故障検出機能を持ち、システムの動作に影響のある故障を検出したときは直ちに送信を停止する機能を有すること。

### 3.2.4.2. 機内設備とのインタフェース

ヘリコプターの安全航行を確保するため、安全に係る機器にはいかなる場合も影響を与えないインタフェース条件とすることが重要であるが、無線設備の条件として規定する必要はない。

#### 4. 測定法

ヘリコプター地球局の無線設備の測定法については、国内で定められた測定法に準拠して以下のとおりとすることが望ましい。

##### 4.1. 送信装置

###### 4.1.1. 周波数の偏差

受検機器を無変調の状態で作動させ、指定された周波数に対する偏差の最大値を求める。測定器などにより測定可能であれば変調状態で測定してもよい。

###### 4.1.2. 占有周波数帯幅

受検機器を変調の状態で作動させ、スペクトラムアナライザを用いて測定する。

測定点はアンテナ端子または測定用モニター端子とする。

使用するパターン発生器は規定伝送速度に対応した標準符号化試験信号を発生する信号源とする。

誤り訂正を使用している場合は、そのための信号を付加した状態で測定する（内蔵パターン発生器がある場合はこれを使用してもよい）。

標準符号化試験信号はランダム性が確保できる信号とする。

###### 4.1.3. スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度

変調状態で動作させ、搬送波の平均電力に対する各不要発射波成分の平均電力または相対値をスペクトラムアナライザで測定する。ただし、拡散変調において変調波による測定が困難な場合は無変調の状態で作動させ、変調による拡散係数を計算により求めて換算する。

拡散係数とは搬送波の無変調状態における当該不要波の平均電力に対する搬送波変調時の当該不要波の 4 kHz 当たりの電力密度に対する比とする。

###### 4.1.4. 空中線電力の偏差

変調の状態で作動させ、送信設備の電力出力を電力計又はスペクトラムアナライザを用いて測定し、規定された空中線電力との比を求める。

ただし、アクティブフェーズドアレイアンテナのように、空中線電力を直接測定することが困難な場合は、あらかじめ測定された較正值により確認してもよい。試験用ホーンアンテナを用いて送信輻射電力を測定し、既知であるホーンアンテナ利得、スパンロスおよび空中線利得から空中線電力を求める方法もある。

#### 4.1.5. 軸外輻射電力

4.1.4 の項目にて測定した送信設備の電力に、送信損失及び空中線の指向特性の利得を加えて求める。

#### 4.2. 受信装置

##### 4.2.1. 副次的に発生する電波などの限度

副次的に発する電波などの限度については、受検機器を連続受信状態にし、副次的に発する電波の電力を、スペクトラムアナライザを用いて測定する。

## 5. 周波数共用に関する条件

ヘリサットでは、二次業務として移動衛星業務に分配されている Ku 帯（アップリンク：14.0-14.4 GHz、ダウンリンク：12.2-12.75 GHz）を利用することから、周波数共用に当たっては一次業務の無線局との関係に特に留意する必要がある。

基地局からのアップリンク及び通信衛星からのダウンリンクについては、固定衛星業務としての運用と変わらないため、本節ではヘリコプター地球局からの送信に関する周波数共用に関する条件を扱う。

本周波数帯の周波数割当計画を、表 3-1 に示す。

表 3-1 14-14.5 GHz の周波数割当計画

国際分配 (GHz)			国内分配 (GHz)		無線局の目的 (5)	周波数の使用に関する条件 (6)
第一地域 (1)	第二地域 (2)	第三地域 (3)	(4)			
14-14.25	固定衛星 (地球から宇宙) 無線航行 5.504 移動衛星 (地球から宇宙) 宇宙研究 5.504A 5.505	5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 5.504B 5.504C 5.506A	14-14.4 J144A	固定衛星 (地球から宇宙) J129A J144 移動衛星 (地球から宇宙) J153B	電気通信業務用 公共業務用 放送事業用 (放送衛星局のフィードリンク用) 電気通信業務用 公共業務用	
14.25-14.3	固定衛星 (地球から宇宙) 無線航行 5.504 移動衛星 (地球から宇宙) 宇宙研究 5.504A 5.505 5.508	5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 5.504B 5.506A 5.508A				
14.3-14.4	固定 固定衛星 (地球から宇宙) 5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 移動 (航空移動を除く。) 移動衛星 (地球から宇宙) 5.504B 5.506A 5.509A 無線航行衛星 5.504A	14.3-14.4 固定衛星 (地球から宇宙) 5.457A 5.484A 5.506 5.506B 移動衛星 (地球から宇宙) 5.506A 無線航行衛星 5.504A	14.3-14.4 固定 固定衛星 (地球から宇宙) 5.457A 5.484A 5.506 5.506B 移動 (航空移動を除く。) 移動衛星 (地球から宇宙) 5.504B 5.506A 5.509A 無線航行衛星 5.504A			
14.4-14.47	固定 固定衛星 (地球から宇宙) 5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 移動 (航空移動を除く。) 移動衛星 (地球から宇宙) 宇宙研究 (宇宙から地球) 5.504A	5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 5.504B 5.506A 5.509A	14.4-14.47 J144A	固定 固定衛星 (地球から宇宙) J129A J144 移動 (航空移動を除く。) 移動衛星 (地球から宇宙) J153B	電気通信業務用 電気通信業務用 公共業務用 放送事業用 (放送衛星局のフィードリンク用) 電気通信業務用 公共業務用 電気通信業務用 公共業務用	電気通信業務用での使用は、固定回線の障害時等の臨時回線に限る。
14.47-14.5	固定 固定衛星 (地球から宇宙) 5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 移動 (航空移動を除く。) 移動衛星 (地球から宇宙) 電波天文 5.149 5.504A	5.457A 5.457B 5.484A 5.506 5.506B 5.504B 5.506A 5.509A	14.47-14.5 J144A	固定 固定衛星 (地球から宇宙) J129A J144 移動 (航空移動を除く。) 移動衛星 (地球から宇宙) J153B 電波天文	電気通信業務用 電気通信業務用 公共業務用 放送事業用 (放送衛星局のフィードリンク用) 電気通信業務用 電気通信業務用 公共業務用	電気通信業務用での使用は、固定回線の障害時等の臨時回線に限る。

14.0-14.5 GHz は、2003 年に開催された世界無線通信会議 (WRC-03) において航空移動衛星業務への二次分配が承認されたものである。この審議過程において、国

際分配されている業務との共用条件として勧告 ITU-R M.1643 が制定されており、ヘリサットにおける周波数共用の検討に当たって参考とした。

我が国において 14.0-14.5 GHz は、一次業務として固定、固定衛星（地球から宇宙）及び移動（航空移動を除く。）に、二次業務として移動衛星（地球から宇宙）及び電波天文に分配されている。この中で 14.4-14.5 GHz については、無線局運用規則第 151 条の 2 において、高度 3000m 未満を航行中のときは電波の送信を行わないこととされているため、ヘリコプターの運用高度を踏まえた場合、ヘリサットで実質的に使用可能な周波数帯は 14.0-14.4 GHz であるものとして共用条件の検討を行う。

なお、ヘリサットは災害時等での運用も見込まれているが、非常通信を行う場合には、電波法第 56 条第 1 項ただし書の規定が適用される。

### 5.1. 固定衛星業務

固定衛星業務との共用については、地球局から人工衛星局に対する干渉が問題となる。このため、固定衛星業務を行う人工衛星局の中継器を使用するヘリサットは、無線通信規則に定められた国際調整において特定又は代表地球局として公表され、調整された条件で運用されなければならない。

この際、ヘリコプター地球局の軸外等価等方輻射電力を変動させる、空中線の追尾誤差、放射特性の変動、送信電力の許容偏差の変動を考慮する必要がある。

### 5.2. 固定業務・移動業務

勧告 ITU-R M.1643 では、固定業務を運用している主管庁の領域の見通し範囲内では、一つの航空機地球局から地表面に対して放射される電力束密度は以下の値を超えてはならないと勧告されている。

$$\begin{array}{llll} -132+0.5\theta & \text{dB (W/(m}^2 \cdot \text{MHz))} & \text{for} & \theta \leq 40^\circ \\ -112 & \text{dB (W/(m}^2 \cdot \text{MHz))} & \text{for} & 40^\circ < \theta \leq 90^\circ \end{array}$$

$\theta$  は、ヘリコプター地球局から発射された電波の到来方向の地表面における仰角とする。

我が国において、固定業務は 14.4 GHz を超える周波数帯に分配されており、無線局運用規則では高度 3000m 未満では電波の発射を停止することとされている。

このため、14.4 GHz 以下で運用する場合において不要発射電力が上記規定値を満足することが適当である。

### 5.3. 電波天文業務

我が国において電波天文業務は、14.47 GHz を超える周波数帯に分配されており、無線局運用規則では 14.47-14.5 GHz の電波の送信は行わないこととされている。

勧告 ITU-R M.1643 では、電波天文との共用条件として、14.47-14.5 GHz でヘリサットを運用する場合には、電波天文局の見通し領域内での送信を行わないか、電波天文局との間で特別な合意を結ぶことと勧告されている。また、14.47 GHz 以下の周波数でヘリサットを運用する場合には、電波天文局に対して放射される電力束密度が以下の値を満足するものであれば、勧告 ITU-R RA.769 に示される電波天文局の電力束密度及び勧告 ITU-R RA.1513 に示されるデータ損失の割合を満たすものとして示されており、無線局運用規則においても同じ値が規定されていることから、14.47 GHz 以上の不要発射電力が下記規定値を満足することが適当である。

$$\begin{array}{ll} -190+0.5 \theta & \text{dB (W/(m}^2 \cdot 150 \text{ kHz)) for } \theta \leq 10^\circ \\ -185 & \text{dB (W/(m}^2 \cdot 150 \text{ kHz)) for } 10^\circ < \theta \leq 90^\circ \end{array}$$

$\theta$  は、ヘリコプター地球局から発射された電波の到来方向の地表面における仰角とする。

### 5.4. 宇宙研究業務

平成 15 年 10 月 29 日の情報通信審議会答申、「Ku 帯を用いた高速・大容量航空移動衛星システムの技術的条件」において、「14.136-14.264 GHz で運用されている宇宙研究業務用地球局の見通し領域内では、運用についての合意された条件が定められるまでは当該周波数での送信は停止することとされており、無線局運用規則においては当該周波数帯では見通し領域内での電波の送信は行わない」とされている。

現時点においては、本周波数帯における宇宙研究業務の分配はなく、また運用も行われていないため、宇宙研究業務との周波数共用について検討する必要はない。

## V 審議結果

「Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件」のうち「標準画質レベルの動画及び音声の伝送が可能なシステムの技術的条件」について、別添のとおり一部答申（案）を取りまとめた。



## 情報通信技術分科会 衛星通信システム委員会 構成員

(敬称略、専門委員は五十音順)

氏名	主要現職
主査 大森 慎吾	(独) 情報通信研究機構 理事
専門委員 秋山 正樹	松下電器産業(株) 技術顧問 (11月12日まで)
伊藤 好	日本船主協会 通信問題サブ W/G グループ長 (11月12日まで)
井上 友二	(社) 情報通信技術委員会 理事長 (11月12日まで)
歌野 孝法	(株) エヌ・ティ・ティ・ドコモ 取締役常務執行役員 研究開発本部長 (11月12日まで)
遠藤 信博	日本電気(株) 執行役員 モバイルネットワーク事業本部長
大石 雅寿	自然科学研究機構 国立天文台 天文データセンター 准教授
尾上 誠蔵	(株) エヌ・ティ・ティ・ドコモ 執行役員 研究開発推進部長 (11月12日から)
小倉 紳治	モトローラ(株) 代表取締役社長 (11月12日まで)
河合 宣行	KDDI(株) 技術統括本部 国際ネットワーク部 衛星通信グループリーダー
川口 さち子	パナソニック(株) 東京 R&D センターワイヤレス端末開発室 開発第三チーム チームリーダー (1月17日から)
菊井 勉	(財) テレコムエンジニアリングセンター 専務理事 (11月12日から1月17日まで)
小坂 克彦	(独) 情報通信研究機構 研究推進部門 標準化推進グループ (11月12日まで)
笹沼 満	スカパーJSAT(株) 技術部門 通信技術本部 通信システム技術部 部長 (11月12日まで)
佐藤 祐子	(株) 東芝社会システム社 電波システム事業部 電波システム技術部 参事 (11月12日から)
篠塚 隆	(財) テレコムエンジニアリングセンター 電磁環境試験部 担当部長 (1月17日から)
新城 達郎	海上保安庁 総務部情報通信課 課長 (1月17日まで)
資宗 克行	情報通信ネットワーク産業協会 専務理事 (11月12日まで)
高橋 和子	(株) フジテレビジョン 技術開発局 技術開発室 企画開発部 副部長 (11月12日から)
徳永 恭子	NEC 東芝スペースシステム(株) 技術本部 搭載機器第1グループ 主任 (11月12日から)
西尾 裕一郎	スカパーJSAT(株) 執行役員 技術部門 通信技術本部長
萩原 英二	パナソニック モバイルコミュニケーションズ(株) 常務取締役 (11月12日から1月17日まで)

“	はっとり 服部	たけし 武	上智大学 理工学部電気・電子工学科 教授
“	ほんだ 本多	よしお 美雄	欧州ビジネス協会 電気通信機器委員会 委員長
“	まさむら 正村	たつろう 達郎	日本無線（株）取締役 研究開発本部長
“	みうら 三浦	よしこ 佳子	（財）日本消費者協会 広報部（1月17日から）
“	みやうち 宮内	りょういち 瞭一	（社）全国陸上無線協会 専務理事（11月12日まで）
“	むろた 室田	かずあき 和昭	三菱電機（株）通信システム事業本部 技師長
“	やまざき 山崎	やすあき 保昭	全国遠洋鮪漁撈通信協議会 技術顧問（11月12日まで）
“	わかお 若尾	まさよし 正義	（社）電波産業会 専務理事

## ヘリサット作業班構成員名簿

(敬称略、五十音順)

氏名		主要現職
構成員	あしや ひでゆき 芦屋 秀幸	国土交通省 大臣官房技術調査課電気通信室 課長補佐
"	あらい ひろあき 荒井 浩昭	(株) エヌ・ティ・ティ・ドコモ 無線アクセス開発部無線基地局担当 担当課長
"	あんどう きよたけ 安藤 清武	スカパーJSAT (株) 技術部門 通信技術本部・主幹
"	おおいし まさとし 大石 雅寿	自然科学研究機構 国立天文台 天文データセンター 准教授
"	おおぐし よしあき 大串 良昭	川崎重工業 (株) 航空宇宙カンパニー 生産本部 業務部 民需ヘリコプタ業務課 課長
"	おおにし ひろゆき 大西 弘幸	日本放送協会 技術局報道施設部 チーフエンジニア
"	おざき ゆたか 尾崎 裕	三菱電機 (株) 通信情報システム部システム第五課 担当部長
"	まくち たけし 菊地 剛	海上保安庁 総務部情報通信課 課長補佐
"	さとう まさき 佐藤 正樹	(独) 情報通信研究機構 新世代ワイヤレス研究センター 宇宙通信ネットワークグループ 主任研究員
"	しおや じゅんいち 塩谷 淳一	(独) 宇宙航空研究開発機構 周波数管理室 室長
"	どい まさこ 土居 雅子	宇宙通信 (株) ネットワーク技術本部通信システム部 システム技術グループ (9月30日まで)
"	なかむら としお 中村 俊男	NTT アクセスサービスシステム研究所 第三推進プロジェクト 主任研究員
"	はっとり たけし 服部 武	上智大学 理工学部電気・電子工学科 教授
"	みき けいすけ 三木 圭輔	(株) TBS テレビ 技術局プロダクション技術センター 報道・中継技術部
"	もりた こうじ 森田 晃司	総務省消防庁 国民保護防災部防災課防災情報室 課長補佐
"	わたなべ そういち 渡邊 聡一	(独) 情報通信研究機構 電磁波計測研究センター EMC グループ 研究マネージャ
オブザーバ	きりやま つとむ 桐山 勉	日本無線 (株) 特機事業部電波応用技術部 レーダシステム課 課長



諮問第 2025 号「Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件」のうち「標準画質レベルの動画及び音声の伝送が可能なシステムの技術的条件」に対する一部答申（案）

Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムの技術的条件のうち、標準画質レベルの動画及び音声の伝送が可能なシステム（情報速度 1.5 Mbps 程度以下を想定）の技術的条件については、以下のとおりとすることが適当である。

## 1 一般的条件

### (1) 必要な機能

Ku 帯ヘリコプター衛星通信システムには、以下の機能が必要である。

ア ヘリコプター地球局の空中線は、通信の相手方である人工衛星局のみを自動的に追尾する機能を有すること。

イ ヘリコプター地球局は、自局の障害を検出する機能を有し、障害を検出したとき及び人工衛星局を経由した基地局からの信号を正常に受信できないときに、自動的に電波の発射を停止する機能を有すること。

ウ ヘリコプター地球局は、送信空中線の主輻射が自機の機体（ブレードを含む。）に反射しないよう、自動的に電波の発射を停止する機能を有すること。

### (2) 適用周波数帯

ヘリコプター地球局から衛星方向（アップリンク）の送信周波数は、14.0-14.4 GHz であること。

### (3) 変調方式

変調方式は、二位相偏移変調方式等（エネルギー拡散方式により変調するものを含む。）であること。

## 2 ヘリコプター地球局の無線設備の条件

### (1) 送信装置の条件

ア 周波数の許容偏差

±100 ppm 以下であること。

イ 占有帯域幅の許容値

7.8 MHz 以下であること。

#### ウ スプリアス発射の強度の許容値

スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度の許容値は、4 kHzの周波数帯域幅当たり、それぞれ以下の値であること。

##### (ア) スプリアス領域における不要発射の強度の許容値

50  $\mu$ W 以下又は基本周波数の平均電力より 60 dB 低い値のいずれか厳しくない値。

##### (イ) 帯域外領域における不要発射の強度の許容値

上記の値と、必要周波数帯幅内における 4 kHz の周波数帯域幅当たりの最大電力密度から、4 kHz の周波数帯域幅当たり  $40 \log (2F/BN + 1)$  dB の値とのいずれか小さい方の値。ここで、F は必要周波数帯幅と帯域外領域の境界より中心周波数と反対方向に離れる周波数の値、BN はシングルキャリアの場合にあっては占有周波数帯幅の許容値（割当帯域幅を有する場合には当該割当帯域幅の両端に位置する周波数の占有周波数帯幅の許容値）、マルチキャリアの場合にあっては割当帯域幅とする。

#### ウ 空中線電力の許容偏差

$\pm 50\%$ 以内であること。

#### エ 軸外輻射電力の許容値

静止衛星軌道に対し南北方向の $\pm 3^\circ$ 以内のすべての方向に輻射される電力は、以下の値であること。

主輻射の方向からの離角 ( $\theta$ )	最大輻射電力 (40 kHz あたり)
$2^\circ \leq \theta \leq 7^\circ$	$33 - 25 \log \theta$ dBW
$7^\circ < \theta \leq 9.2^\circ$	12 dBW
$9.2^\circ < \theta \leq 48^\circ$	$36 - 25 \log \theta$ dBW
$48^\circ < \theta$	-6 dBW

$\theta$  は、主輻射の方向からの離角とする。

#### オ 交差偏波電力の制御

交差偏波電力が通信の相手方である人工衛星局の交差偏波側の中継器を利用するシステムに有害な干渉を生じさせない十分小さな値になるよう制御されること。

### (2) 受信装置の条件

副次的に発生する電波等の限度は、4 nW 以下であること

### (3) 空中線の条件

#### ア 覆域

ヘリコプター地球局の送信空中線の最小運用仰角は、水平面から+3度以上であること。

ヘリコプター地球局の地表線に対する等価等方輻射電力の許容値は、以下の値であること。

仰角 ( $\theta$ )	等価等方輻射電力の許容値
$\theta \leq 0^\circ$	40 dBW/4kHz
$0^\circ < \theta \leq 5^\circ$	$40 + 3\theta$ dBW/4kHz

$\theta$  は、送信空中線の輻射の中心から見た地表線の仰角とする。

イ 偏波

直線偏波又は円偏波であること。

ウ 交差偏波識別度

交差偏波電力が通信の相手方である人工衛星局の交差偏波側の中継器を利用するシステムに有害な干渉を生じさせない十分小さな値となること。

(4) 監視・制御装置の条件

ヘリコプター地球局は故障検出機能を持ち、システムの動作に影響のある故障を検出したときは直ちに停波する機能を有すること。

3 測定法

ヘリコプター地球局の無線設備の測定法については、国内で定められた測定法に準拠して以下のとおりとすること。

(1) 送信装置

ア 周波数の偏差

受検機器を無変調の状態で作動させ、指定された周波数に対する偏差の最大値を求める。測定器などにより測定可能であれば変調状態で測定してもよい。

イ 占有周波数帯域幅

受検機器を変調の状態で作動させ、スペクトラムアナライザを用いて測定する。

測定点はアンテナ端子または測定用モニター端子とする。

使用するパターン発生器は規定伝送速度に対応した標準符号化試験信号を発生する信号源とする。

誤り訂正を使用している場合は、そのための信号を付加した状態で測定する(内蔵パターン発生器がある場合はこれを使用してもよい)。

標準符号化試験信号はランダム性が確保できる信号とする。

ウ スプリアス領域及び帯域外領域における不要発射の強度

変調状態で動作させ、搬送波の平均電力に対する各不要発射波成分の平均電力または相対値をスペクトラムアナライザで測定する。但し、拡散変調において変調波による測定が困難な場合は無変調の状態で測定し、変調による拡散係

数を計算により求めて換算する。

拡散係数とは搬送波の無変調状態における当該不要波の平均電力に対する搬送波変調時の当該不要波の 4 kHz 当たりの電力密度に対する比とする。

#### エ 空中線電力の偏差

変調の状態連続送信として動作させ、送信設備の電力出力を電力計又はスペクトラムアナライザを用いて測定し、定格出力との比を求める。

ただし、アクティブフェーズドアレーアンテナのように、空中線電力を直接測定することが困難な場合は、あらかじめ測定された較正值により確認しても良い。試験用ホーンアンテナを用いて送信輻射電力を測定し、既知であるホーンアンテナ利得、スパンロスおよび空中線利得から空中線電力を求める方法もある。

#### オ 軸外輻射電力

エの項目にて測定した送信設備の電力に、送信損失及び空中線の指向特性の利得を加えて求める。

### (2) 受信装置

副次的に発する電波などの限度については、受検機器を連続受信状態にし、副次的に発する電波の電力を、スペクトラムアナライザを用いて測定する。

## 4 周波数の共用条件

### (1) 固定衛星業務

無線通信規則に定められた国際調整において特定又は代表地球局として公表され、調整により合意された値を超えないこと。

### (2) 固定業務・移動業務

ヘリコプター地球局からの送信による不要発射の地表面での最大電力束密度は、14.4 GHz を超える周波数において、以下の値を超えないこと。

$$\begin{array}{ll} -132 + 0.5 \theta & \text{dB (W/(m}^2 \cdot \text{MHz)) for } \theta \leq 40^\circ \\ -112 & \text{dB (W/(m}^2 \cdot \text{MHz)) for } 40^\circ < \theta \leq 90^\circ \end{array}$$

$\theta$  は、ヘリコプター地球局から発射された電波の到来方向の地表面における仰角とする。

### (3) 電波天文業務

ヘリコプター地球局は、14.47-14.5 GHz で運用されている電波天文局の見通し領域内では、一つのヘリコプター地球局からの送信による不要発射の当該電波天文局における地表面での最大電力束密度は、14.47-14.5 GHz において、以下の値を超えないこと。

$$\begin{array}{llll} -190+0.5 \theta & \text{dB (W/(m}^2 \cdot 150 \text{ kHz)} & \text{for} & \theta \leq 10^\circ \\ -185 & \text{dB (W/(m}^2 \cdot 150 \text{ kHz)} & \text{for} & 10^\circ < \theta \leq 90^\circ \end{array}$$

$\theta$  は、ヘリコプター地球局から発射された電波の到来方向の地表面における仰角とする。

5 その他配慮すべき事項

ヘリコプター地球局は、航空計器類等に対する影響のないように配慮すること。



技術試験事務

「災害・防災情報のための衛星デジタル伝送技術に関する調査検討」のご紹介

## ヘリコプター衛星通信システム



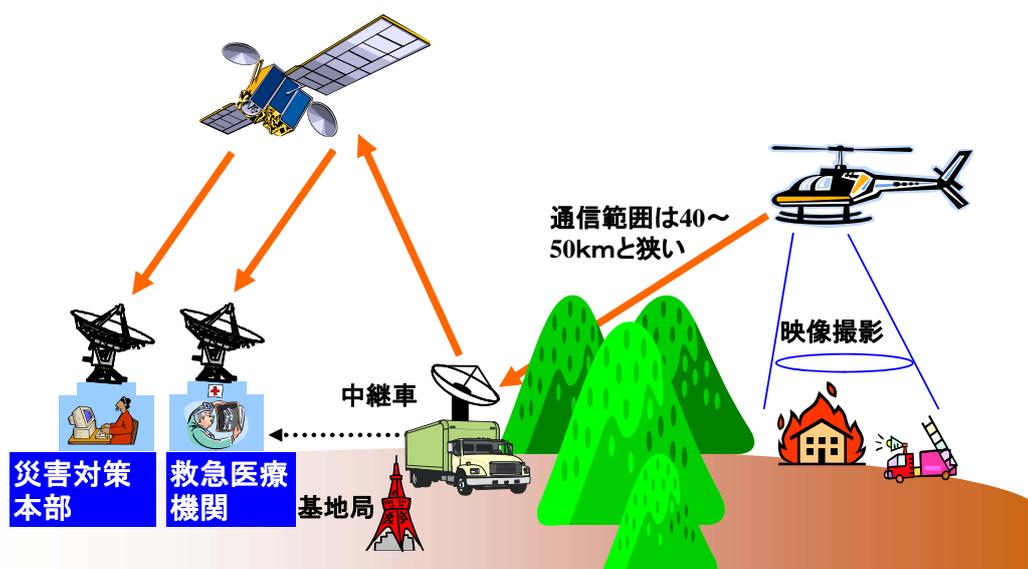
## 経緯

- 2001年 総務省からNICTへ「災害・防災情報のための衛星デジタル伝送技術に関する調査検討」試験事務が委託される
- 2001年～ ヘリコプター衛星通信(ヘリサット)システムの設計および製作
- 2003年 世界無線通信会議でKu帯における航空移動衛星業務への周波数割り当てが承認される
- 2004年 ヘリコプター衛星通信システム完成、飛行試験を実施
- 2006年 消防庁と共同で、ヘリサットからの映像を霞ヶ関に伝送

## 目的

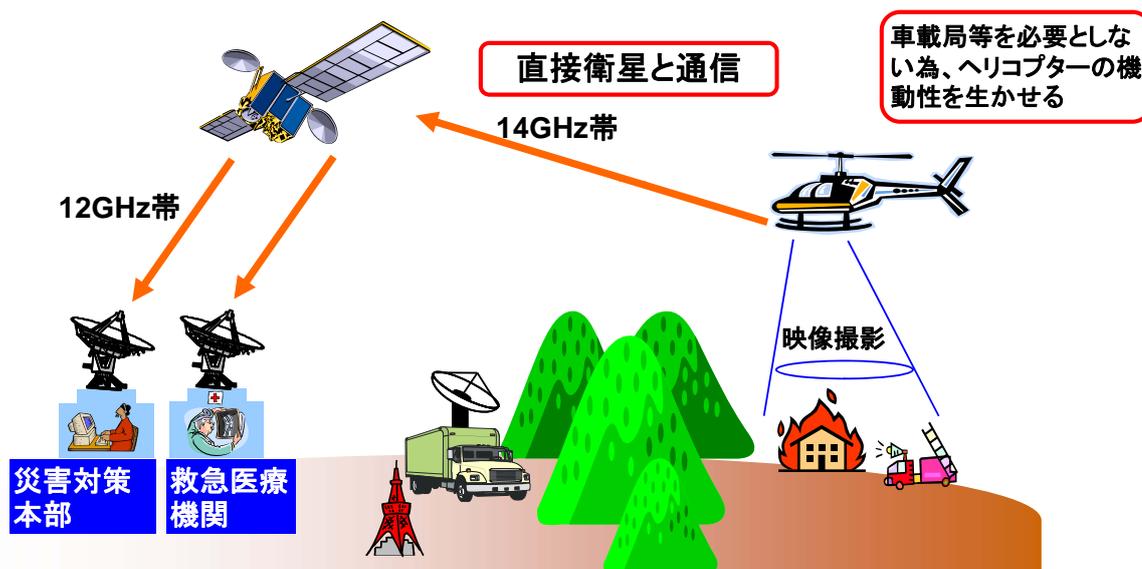
- 現在、ヘリコプター衛星通信に対する無線技術基準が制定されていない。この技術基準案の作成に寄与するデータの取得。  
(2003年6月、世界無線通信会議でKu帯における航空移動衛星業務への周波数割り当てが承認される)
- Ku帯を用いる衛星通信用超小型地球局(VSAT)、携帯移動衛星データ通信および航空機衛星通信との周波数共用について技術的検討を行なう。
- ヘリコプター衛星デジタル通信システムを実証し、周波数の不足、周波数逼迫の対策に寄与する。

## ヘリコプターからの情報伝送の現状



現在のヘリコプター中継は、ヘリコプターが見える範囲に車載局や中継局が必要な為、例えば災害時に道路が壊れたり、場所が山岳や海上の場合は通信が困難となる。

# ヘリコプター衛星通信概念図



通信手段に衛星回線を利用し、衛星と直接通信すれば、障害物が無いのでいつでもどこでもリアルタイムで災害映像を伝送する事が可能。

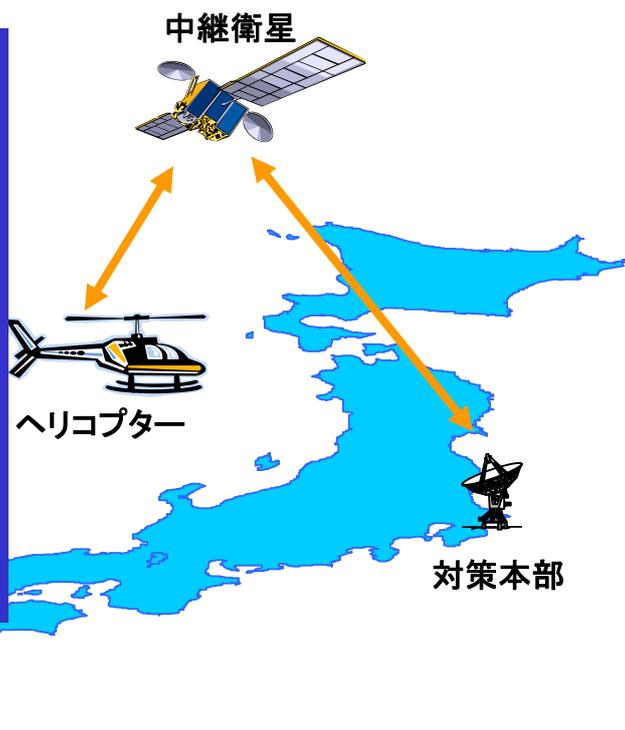
## システムへの要求条件

- 機体に搭載するため小型・軽量である事  
→ 本システムは機外の機器のみ小型化を配慮
- 機体の姿勢が動揺しても通信を維持する事  
→ ヘリコプターは飛行機や自動車より動揺が大きい
- 送信電波が搭乗者(含むパイロット)に影響を与えない事
- 電波法の無線技術基準を遵守



## ヘリコプター衛星通信システムの機能

1. 双方向通信(音声・データ)
2. 準動画・静止画伝送  
(1.5Mbps, 384kbps)
3. 撮影した位置の特定
4. 衛星捕捉・自動追尾
5. ヘリ局の遠隔制御
6. 電波与干渉防止  
(送信インタロック機能)



## ブレードによる電波遮断を回避する技術

通信アンテナはプロペラの下側に搭載され、衛星はヘリコプターの上空に位置するため、通信路がプロペラに遮断される。



## 撮影した被災地の位置をリアルタイムで特定する技術

- ① GPS信号から自機位置を算出
- ② ジャイロにより機体姿勢角、機首方位角を検出
- ③ カメラジンバルからカメラ角を読み取り
- ④ 撮影方向ベクトルを算出
- ⑤ 3次元地図との交点を算出



## 送信インタロック機能の装備

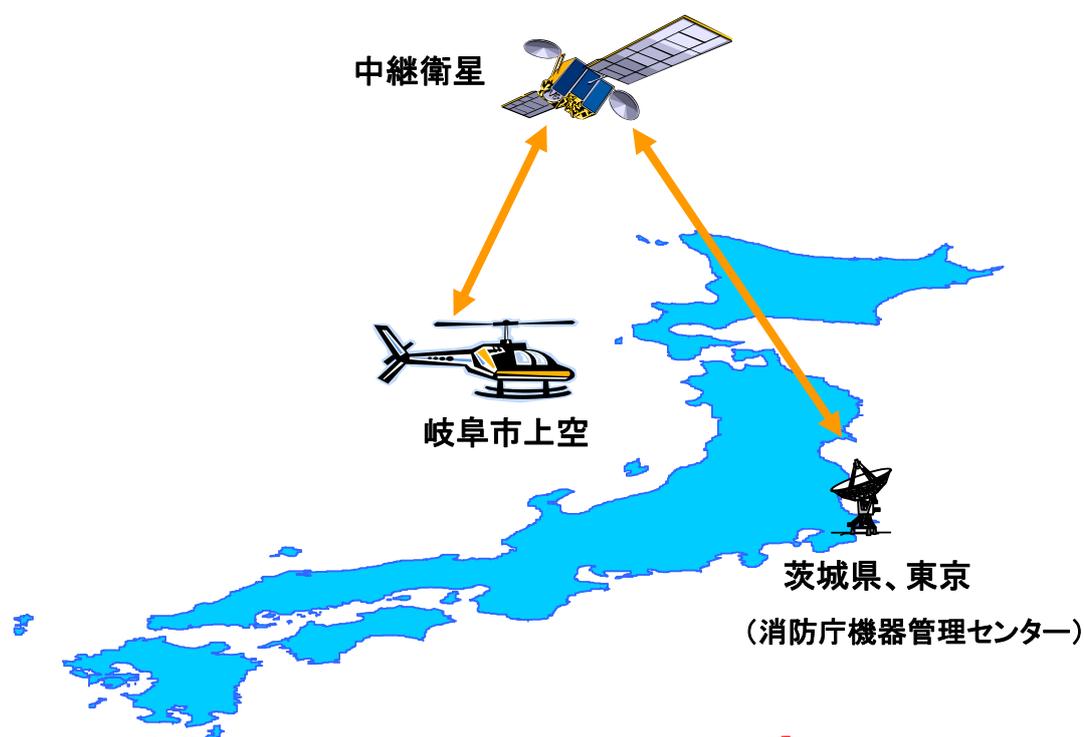
(隣接衛星への与干渉防止対策)

- ・追尾誤差角が大きくなった時
- ・受信レベルが閾値以下になった時
- ・ヘリコプターの姿勢が予想以上に傾斜した時
- ・機器が異常の場合
- ・その他

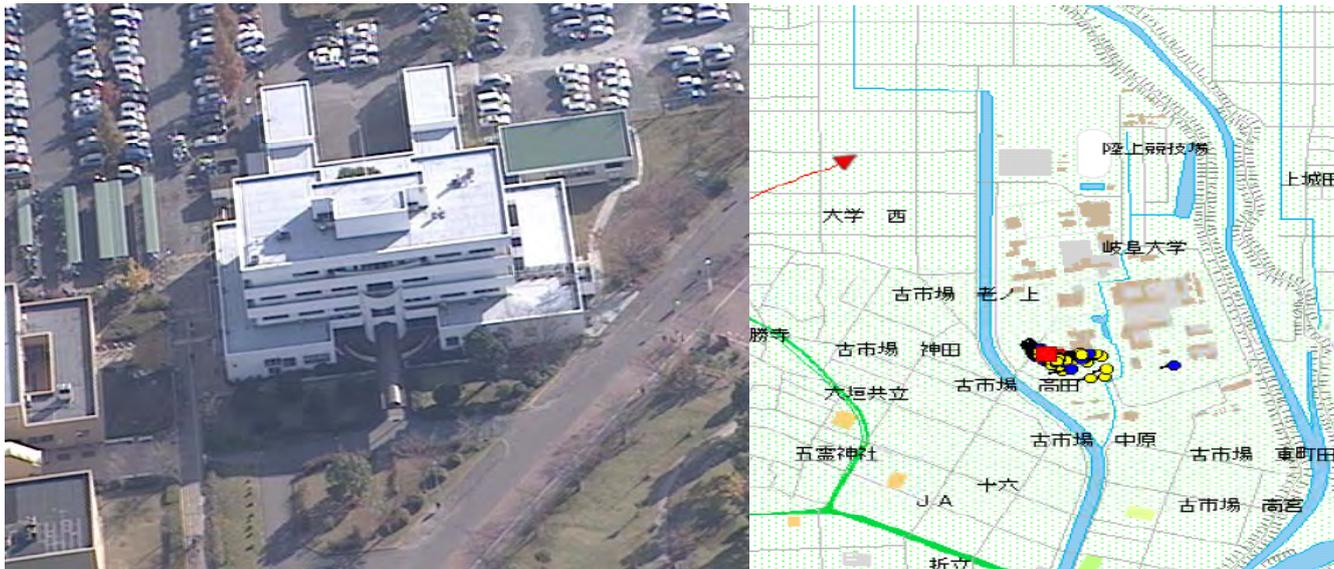
# ヘリサットシステムの外観図



# 飛行実験



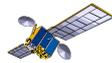
## 受信した映像とその位置の表示例



## 主な試験事務の成果

- ・ヘリサットシステムの実証
- ・ヘリサットシステムからの与干渉防止機能の検討
- ・航空移動衛星システムの技術基準とヘリサットシステムとの比較

# おわりに



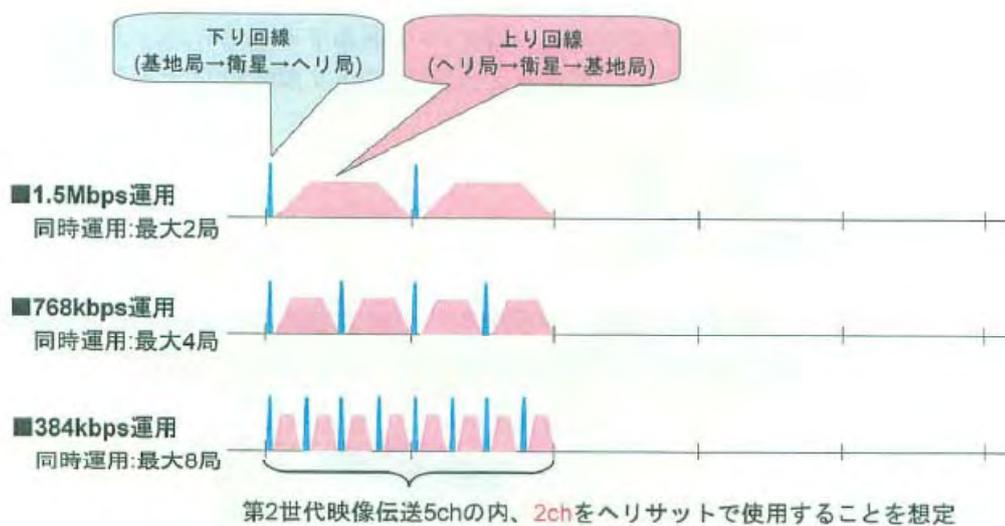
・本プロジェクトの担当を下記に示す。

- 通信 : 三菱電機(株)
- 映像 : (株)NTTデータ
- ヘリ搭載 : 川崎重工業(株)
- 衛星 : 宇宙通信(株)
- システム : (独)情報通信研究機構

参考-1

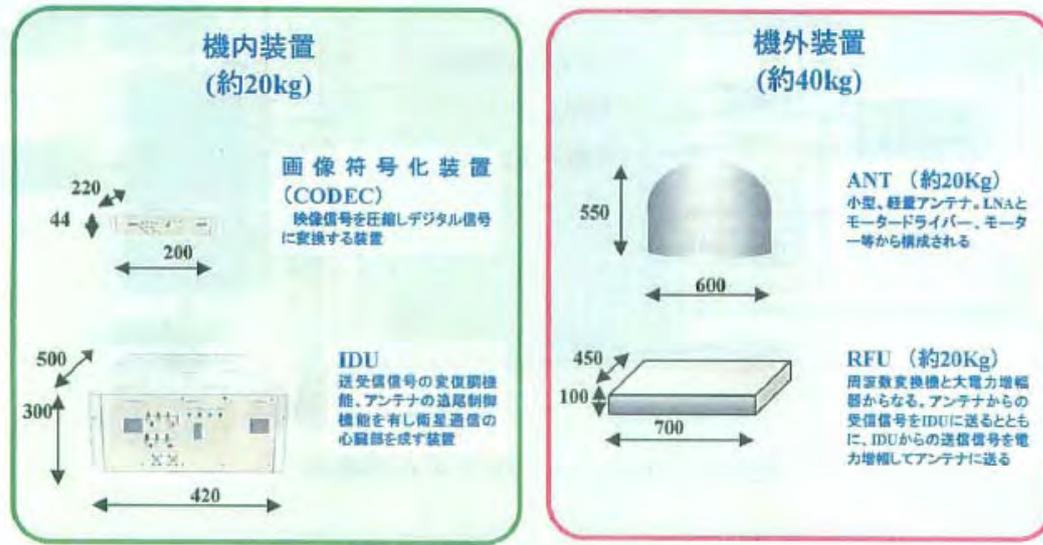
## 消防防災分野のヘリサット仕様-1(暫定)

(消防庁検討会資料より)



# 消防防災分野のヘリサット仕様-2(暫定)

(消防庁検討会資料より)





ヘリサットのドップラーシフトによる送信周波数偏差の検討

ヘリコプターのような移動体通信においては、高速移動によるドップラーシフトにより周波数偏差が生じるので、周波数偏差量について検討した。

1. 無線局の条件

- ・周波数 14.0GHz－14.4GHz:
- ・許容偏差 100ppm(電波用による規定値)

2. ヘリコプターの条件

- ・移動速度 180kt (通常利用されるヘリコプターの最大速度)
- ・移動方向 ドップラーシフトが最大となる衛星電波到来方向へ進行

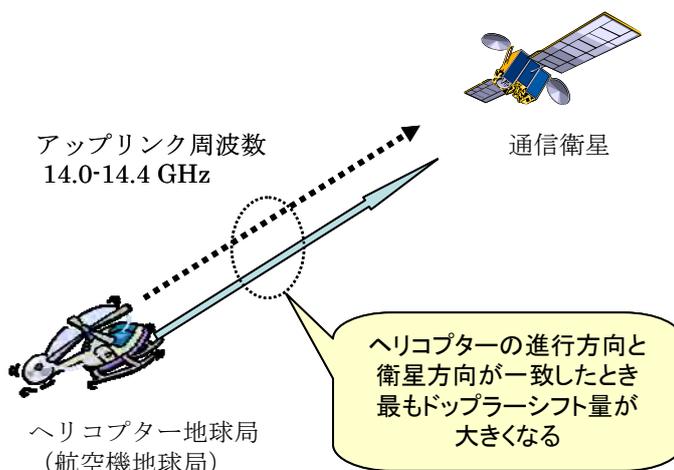


図-1 ヘリサットのドップラーシフト

3. 周波数偏差量の計算

- ・移動速度 180kt:  $180 \times 0.514444 \text{ m/s} = 92.59992 \text{ m/s}$
- ・光速度 299,792,458 m/s
- ・偏差は  $92.59992 \div 299,792,458 = 3.08 \times 10^{-7} \text{ 乗} = 0.308 \text{ ppm}$

4. 結論

- ・ヘリサットの移動による周波数偏差は約0.31ppmであり、電波法の規定100ppm以下を十分満足する。



### ヘリサットの占有帯域の検討

ヘリコプターに搭載可能な小型軽量アンテナで安定な通信を実現するための通信方式を想定し、この時必要となる占有帯域について検討した。

#### 1. 無線局の条件

・周波数	14.0GHz - 14.4GHz
・情報速度	1.5Mbps程度以下
・通信方式	BPSK
・誤り訂正方式	LDPC
・符号化率	1/2
・ロールオフ率	35%
・ブレードによる瞬断率	約50%(日本国内を想定した目安値)

#### 2. 占有帯域の計算

情報速度 1.5Mbpsの場合について、上記条件にて占有帯域の計算を以下に示す。

$$\begin{aligned}
 \text{占有帯域} &= (\text{情報速度} + \text{冗長ビット}) \times 1/\text{LOG}_2(\text{相数}) \times 1/\text{符号化率} \times 1/(1 - \text{瞬断率}) \times \text{BT} \\
 &= 1.56 \times 1/\text{LOG}_2(2) \times 2 \times 1/(1 - 0.5) \times 1.25 \\
 &= 7.8
 \end{aligned}$$

情報速度 + 冗長ビット: 概略設計による目安値

BT: 1.25 (ロールオフ率 35% の場合)

相数: 2 (BPSKの場合)

#### 3. 結論

・ヘリサットで現状想定の情報速度の送信に必要な占有帯域は7.8MHz程度以下となる。



ヘリサットシステムにおける周波数共用に関する検討

(1) 周波数共用検討のための前提条件

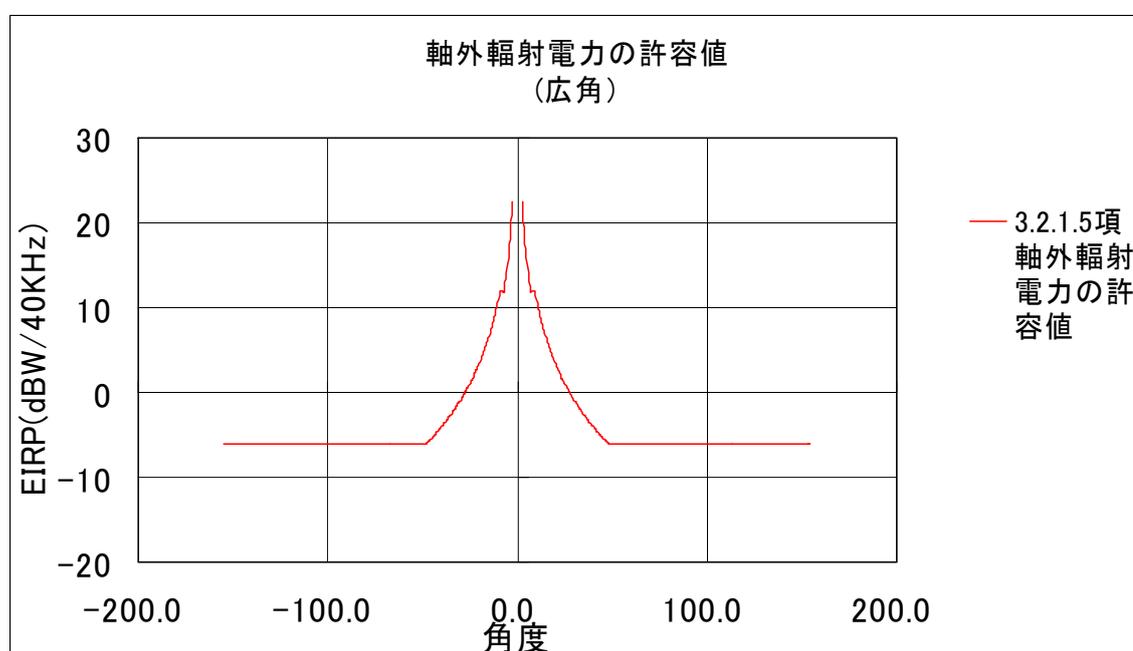
以下の項目について検討の前提とした条件を示す。

- ・ アンテナからの軸外輻射電力の許容値
- ・ 衛星仰角
- ・ ヘリコプター高度
- ・ 電力束密度の求め方

① アンテナからの軸外輻射電力

アンテナからの軸外輻射電力としては、3.2.1.5 項にて規定の値を用いた。

下図に 3.2.1.5 項の軸外輻射電力の広角における許容値を示す。



② 衛星仰角

ヘリコプターから追尾する衛星として下記国内主要衛星を想定し、国内運用における最低仰角を用いた。ただし 110° 衛星は含まない。

SB-A、SB-B2、SB-C、JCSAT-1B、JCSAT-2A、JCSAT-3A、JCSAT-4A、JCSAT-5A

最低仰角は SB-B2 の稚内における角度 34.2° であり、検討に用いる具体的な値としては EL=34° を用いた。

③ ヘリコプター高度

航空施行規則第七十四条 (最低安全高度) の規定において、「人又は家屋の密集している地域の上空にあつては、当該航空機を中心として水平距離六百メートルの範囲内の最も高い障害物の上端から三百メートル以上」「人又は家屋のない地域及び広い水面の上空または、規定する地域以外の地域の上空にあつては、

地表面又は水面から百五十メートル以上」と定められている。これより、本検討においては、地表面への放射電力が一番厳しいヘリコプターの高度として150mを用いた。

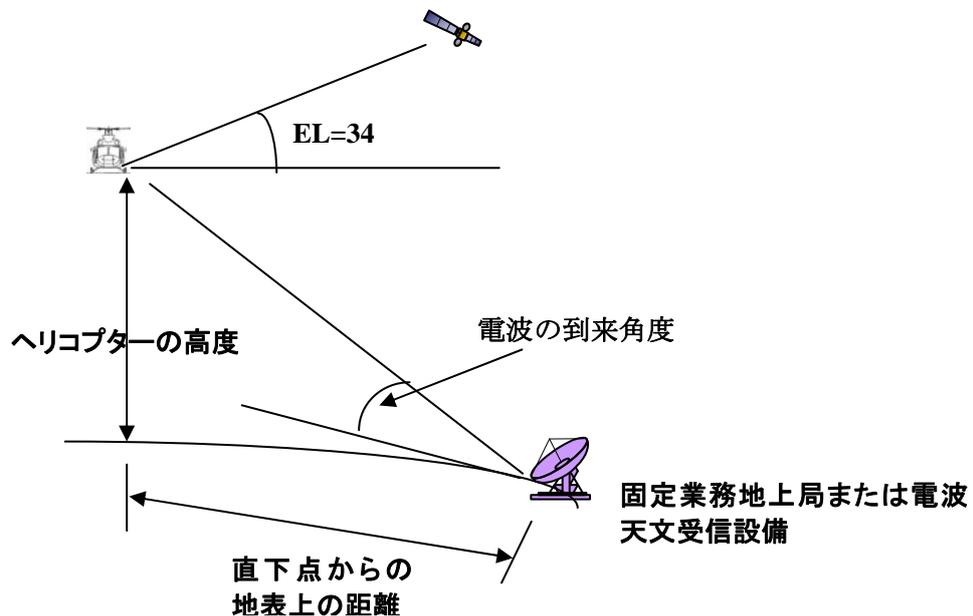
#### ④ 電力束密度の求め方

下図に電力束密度を求める方法を示す。

ヘリコプターの高度150mにおいて $EL34^\circ$ にアンテナが指向している時に、ヘリコプター直下点から地上局または電波天文受信局までの距離をX軸とし、地上局または電波天文受信局での電力束密度をY軸に求めた。(2),(3)項)

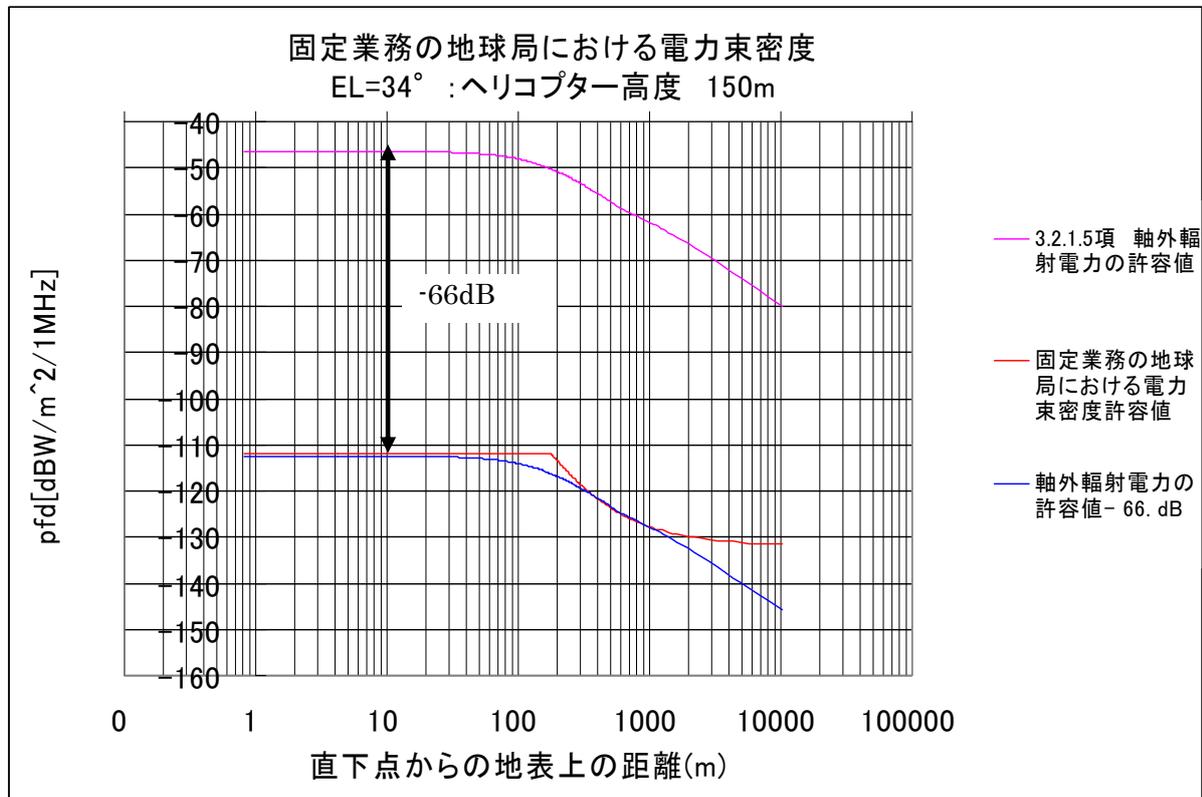
地上局、または電波天文受信局から見たヘリコプター局の角度は、地上局、又は電波天文地球局の位置における水平面からの角度とした。

また、電力束密度についてはヘリコプター局のビーム方向が衛星方向をむいているものとし、ヘリコプターから地表面に対して軸外輻射電力相当の電力密度が放射されているものとして、アンテナから地上局または電波天文受信局間の直線距離でのスパンロスから求めた。



(2) 固定業務との周波数共用に関する検討

軸外輻射電力の許容値で運用した場合の固定業務での電力束密度と本報告書 4.2 項で規定の電力束密度許容値との関係を下図に示す。



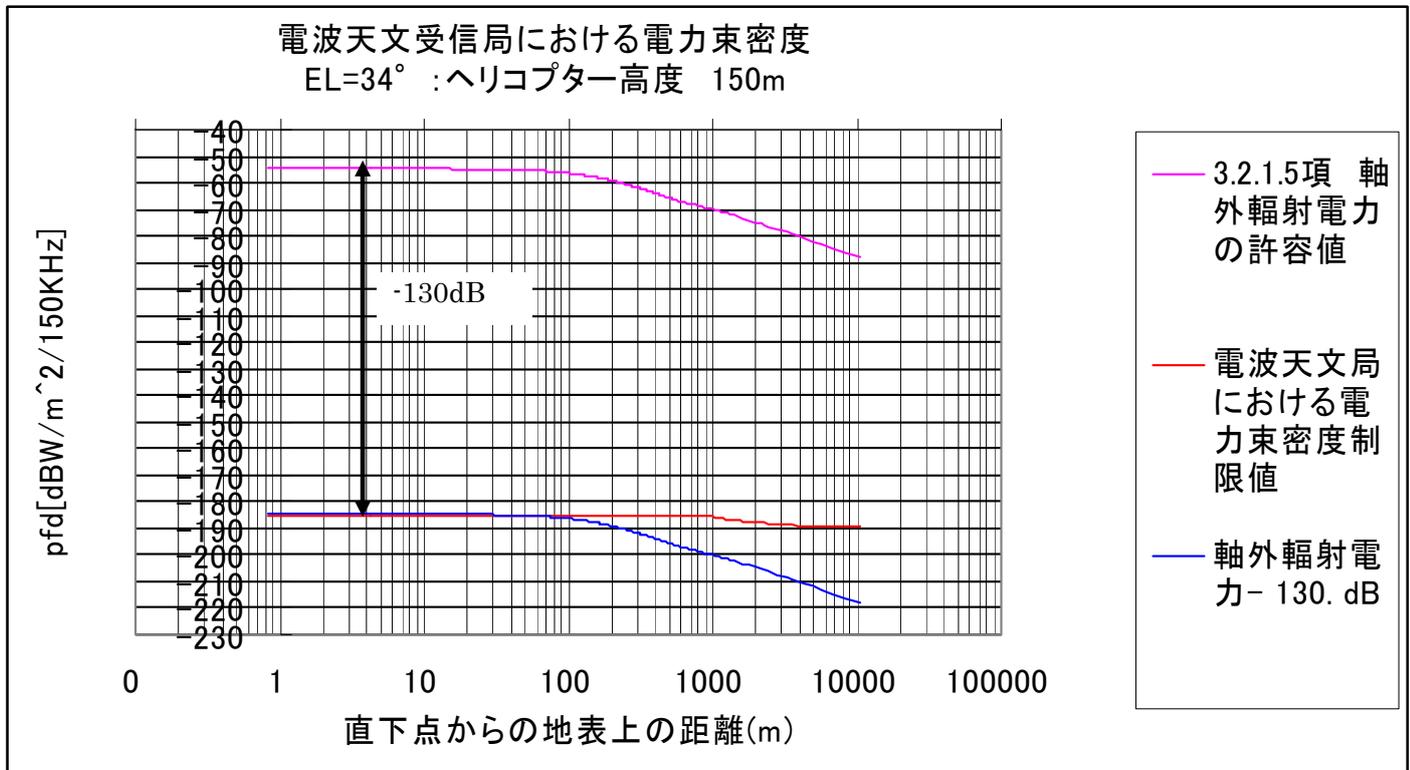
上図から 3.2.1.5 項の軸外輻射電力許容値での運用を行った場合は 66dB 以上の抑圧量が必要となる。

ヘリサットは 14~14.4GHz までの運用としており、固定局は 14.4GHz からの運用である。

送信機の性能としては 60dB 程度の抑圧量が現実的な値であり、不足する場合は、フィルターを追加することにより上記必要量を確保可能であり、技術的に実現可能と考えられる。

(3) 電波天文業務との周波数共用に関する検討

軸外輻射電力の許容値で運用した場合の固定業務での電力束密度と本報告書 4.3 で提案されている電力束密度許容値の関係を下図に示す。



上図から 3.2.1.5 項の軸外輻射電力許容値の特性を持ったアンテナを使用した場合  
は 130dB 以上の抑圧量が必要となる。

ヘリサットは 14~14.4GHz までの運用としており、電波天文局は 14.47GHz からの運  
用である。

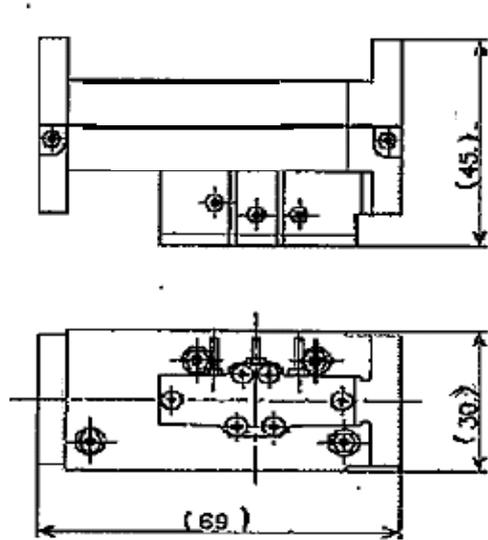
この条件において、送信機の性能としては 60dB 程度の抑圧量が現実的な値であり、  
更にフィルターを追加することにより上記必要量を確保可能であり、技術的に実現可  
能と考えられる。

上記条件を満足するためのフィルターについて、一例を次ページに示す。

本フィルタを 2 段用いることにより、送信機の特性で 60dB、フィルタ 2 段で 70dB の  
抑圧量を確保でき、合計で 130dB 程度の抑圧量の確保が可能と考えられる。

## 電波天文対応フィルター特性

1. 周波数範囲 14.0-14.4GHz
2. 帯域内挿入損失 0.4dB 以下
3. 帯域内周波数特性 0.15dBpp/36MHz
4. 抑圧量 35dB@14.47GHz-14.5GHz





## RECOMMENDATION ITU-R S.728-1\*

**Maximum permissible level of off-axis e.i.r.p. density  
from very small aperture terminals (VSATs)**

(1992-1995)

The ITU Radiocommunication Assembly,

*considering*

- a) that geostationary-satellite networks in the fixed-satellite service (FSS) operate in the same frequency bands;
- b) that interference between networks in the FSS contributes to noise in the network;
- c) that it is necessary to protect a geostationary-satellite network in the FSS from interference by other such networks;
- d) that it is necessary to specify the maximum permissible levels of off-axis e.i.r.p. density from VSAT earth stations, to promote harmonization between geostationary-satellite networks;
- e) that networks in the FSS may receive interference into the space station receiver;
- f) that the use of antennas with good off-axis performance will lead to the most efficient use of radio-frequency spectrum and the geostationary-satellite orbit (GSO);
- g) that progress in the development of VSAT antennas indicates that improved side-lobe performance antennas are widely available;
- h) that off-axis e.i.r.p. density levels can be limited through the choice of antenna and/or transmission parameter, e.g. using high gain forward error correction scheme for demodulation or using the spread-spectrum technique;
- j) that in some VSAT systems the code division multiple access (CDMA) scheme is used so that multiple VSATs may transmit simultaneously in the same frequency channel,

*recommends*

- 1** that VSAT earth stations operating with geostationary satellites in the 14 GHz frequency band used by the FSS be designed in such a manner that at any angle  $\phi$  specified below, off the

---

\* Radiocommunication Study Group 4 made editorial amendments to this Recommendation in 2001 in accordance with Resolution ITU-R 44 (RA-2000).

main-lobe axis of an earth-station antenna, the maximum e.i.r.p. in any direction within 3° of the GSO should not exceed the following values:

<i>Angle off-axis</i>	<i>Maximum e.i.r.p. in any 40 kHz band</i>
$2^\circ \leq \varphi \leq 7^\circ$	$33 - 25 \log \varphi$ dBW
$7^\circ < \varphi \leq 9.2^\circ$	12 dBW
$9.2^\circ < \varphi \leq 48^\circ$	$36 - 25 \log \varphi$ dBW
$\varphi > 48^\circ$	-6 dBW

In addition, the cross-polarized component in any direction  $\varphi$  degrees from the antenna main-lobe axis should not exceed the following limits:

<i>Angle off-axis</i>	<i>Maximum e.i.r.p. in any 40 kHz band</i>
$2^\circ \leq \varphi \leq 7^\circ$	$23 - 25 \log \varphi$ dBW
$7^\circ < \varphi \leq 9.2^\circ$	2 dBW

2 that the following Notes should be regarded as part of this Recommendation:

NOTE 1 – Maximum e.i.r.p. density values in § 1 above may need to be decreased up to 8 dB in the systems where the satellite spacing is near 2°.

NOTE 2 – For the systems in which the earth stations are expected to transmit simultaneously in the same 40 kHz band, e.g. for the systems employing CDMA, the maximum e.i.r.p. values in § 1 above should be decreased by  $10 \log N$  (dB), where  $N$  is the number of earth stations which are expected to transmit simultaneously on the same frequency.

NOTE 3 – Recommendations for VSATs operating in the 6 GHz and other frequency bands are under study. Provisionally Recommendation ITU-R S.524 should be applied for these bands.

NOTE 4 – The values given in § 1 may be exceeded over the range of angles for which the particular feed system may give rise to relatively high levels of spill-over.

NOTE 5 – The limits given in § 1 could be increased up to the limits of Recommendation ITU-R S.524 in case of very large service areas.

NOTE 6 – Annex 1 describes the calculation of permissible off-axis e.i.r.p. density for VSATs.

NOTE 7 – Earth station antennas with  $D/\lambda$  ratios less than 50 are likely to have main beams which extend beyond an off-axis angle of 2° to 3°. Annex 2 shows examples of the main beamwidths of some of these antennas. The off-axis e.i.r.p. limitations at the lower off-axis angles in § 1 can be met by constraining the transmit power spectral flux-density of these antennas.

NOTE 8 – This Recommendation applies to protection between geostationary-satellite networks in the FSS. Potential interference between geostationary-satellite systems and non-geostationary-satellite systems is to be addressed by other Recommendations.

NOTE 9 – The revision in § 1 above to reduce the minimum off-axis angle from 2.5° to 2° applies to earth stations brought into service after the end of 1995 for all geostationary-satellite networks.

## ANNEX 1

### Calculation of permissible off-axis e.i.r.p. density for VSATs

#### 1 System noise budget

According to Recommendation ITU-R S.523 which deals with permissible interference level in digital satellite transmission, 20% of the total noise power at the demodulator input is allocated to the interference caused by other networks in frequency bands in which the networks practice frequency re-use. Also, 6% of the total noise power is allocated for the single entry interference.

While the off-axis emissions from earth stations cause uplink interference to the adjacent satellites, the emissions from the adjacent satellites cause downlink interference to the receiving earth stations. Therefore, the single entry allocation of 6% should be further divided into uplink and downlink interference. The antenna diameter of the receiving earth station affects the division. If it is larger, the downlink interference becomes less because of its better off-axis isolation, while the uplink interference becomes severer because the total system thermal noise decreases due to increased earth-station  $G/T$ .

In considering the off-axis e.i.r.p. limit of VSATs, it may be appropriate to assume that the antenna diameter of the receiving earth station of the interfered network is around 5 m. In this case the budget for the single entry downlink interference can be assumed as less than 1% considering the off-axis gain performance of the antenna. Then the budget for the single entry uplink interference can be assumed as 5%.

Further, the total system noise budget can be assumed as follows:

Thermal noise (uplink + downlink)	50%
Interference from other satellite networks	20% (Recommendation ITU-R S.523)
Interference due to cross-polarization	5%
Intermodulation noise due to transponder	25%

Therefore, the ratio of 5% /50% can be used in comparing the uplink single entry interference power density with the thermal noise density.

## 2 Derivation of system total thermal noise

In calculating the system total thermal noise, both the uplink and the downlink thermal noise should be considered. The uplink carrier-to-noise density ratio  $(C/N_0)_U$ , the downlink carrier-to-noise density ratio  $(C/N_0)_D$  and the total carrier-to-noise density ratio  $(C/N_0)_T$  can be calculated as follows:

$$(C/N_0)_U = e.i.r.p.E - L_U - L_{UA} - L_{UR} + (G/T)_S + 228.6 \quad (1)$$

$$(C/N_0)_D = e.i.r.p.S - OBO - L_D - L_{DA} - L_{DR} + (G/T)_E + 228.6$$

$$= e.i.r.p.E - L_U - L_{UA} - L_{UR} + G_S - L_D - L_{DA} + L_{DR} + (G/T)_E + 228.6 \quad (2)$$

$$(C/N_0)_T = -10 \log (10^{-(C/N_0)_U} / 10 + 10^{-(C/N_0)_D} / 10) \quad (3)$$

where:

$e.i.r.p.E$ : e.i.r.p. of the transmit earth station of wanted signal

$e.i.r.p.S$ : saturation e.i.r.p. of the satellite

$L_U$ : uplink free-space loss

$L_D$ : downlink free-space loss

$L_{UA}$ : uplink clear-air attenuation

$L_{DA}$ : downlink clear-air attenuation

$L_{UR}$ : uplink rain fade

$L_{DR}$ : downlink rain fade

$(G/T)_S$ :  $G/T$  of the satellite

$(G/T)_E$ :  $G/T$  of the receiving earth station of wanted signal

$OBO$ : output back-off of the satellite

$G_S$ : small signal gain of the transponder

$$G_S = G_1 + (e.i.r.p.S - SFD) + (IBO - OBO) \quad (4)$$

where:

$SFD$ : saturation flux-density of the satellite

$IBO$ : input back-off of the satellite

$G_1$ : gain of an ideal antenna area of 1 m<sup>2</sup>

$$G_1 = 44.4 \text{ dB at 14 GHz}$$

If the effective  $G/T$  of the receiving earth station at the satellite input is defined as:

$$(G/T)_{EE} = G_S - L_D - L_{DA} - L_{DR} + (G/T)_E \quad (5)$$

and the total effective  $G/T$  of the satellite is defined as:

$$(G/T)_T = -10 \log (10^{-(G/T)_S} / 10 + 10^{-(G/T)_{EE}} / 10) \quad (6)$$

then the downlink  $C/N_0$  and the total  $C/N_0$  can be expressed as:

$$(C/N_0)_D = e.i.r.p.E - L_U - L_{UA} - L_{UR} + (G/T)_{EE} + 228.6 \quad (7)$$

$$(C/N_0)_T = e.i.r.p.E - L_U - L_{UA} - L_{UR} + (G/T)_T + 228.6 \quad (8)$$

### 3 Derivation of permissible off-axis e.i.r.p. density

It is assumed that the off-axis e.i.r.p. density from the interfering VSAT is expressed as  $E - 25 \log \phi$  dB(W/40 kHz). Then the uplink carrier-to-interference density ratio in 40 kHz bandwidth can be expressed as follows:

$$C/I_0 = e.i.r.p.E - L_{UR} - (E - 25 \log \phi) \quad (9)$$

Note that it is assumed only the wanted signal suffers the uplink rain fade. Then the interference to thermal noise ratio in 40 kHz bandwidth can be derived as:

$$\begin{aligned} I_0/N_0 &= (C/N_0)_T - C/I_0 - 10 \log B \\ &= (E - 25 \log \phi) - L_U - L_{UA} + (G/T)_T + 228.6 - 10 \log B \end{aligned} \quad (10)$$

where  $B = 40$  kHz.

As described in § 1, the value of  $I_0/N_0$  should be less than 5% /50% to satisfy the single entry interference criteria. Then the permissible value of  $E$  can be derived as:

$$E = I_0/N_0 + 25 \log \phi + L_U + L_{UA} - (G/T)_T - 228.6 + 10 \log B \quad (11)$$

In the case when the uplink frequency is 14 GHz:

$$E = 25 \log \phi - (G/T)_T + 14.5 + L_{UA} \quad (12)$$

Note that the uplink rain fade does not affect the interference to noise ratio. However, the effect of the downlink rain fade should be taken into account in the calculation of  $(G/T)_T$  because the interference budget is defined as a portion of the total noise power which would give rise to a bit error ratio of 1 in  $10^6$  and usually the system is designed so that the bit error ratio of 1 in  $10^6$  can be achieved even during the fade condition.

### 4 Derivation of the required e.i.r.p. from VSATs

The permissible level of  $E$  can be derived by the expressions in the previous section. However, it should be checked if VSAT systems can operate with good performance even under that condition.

If it is assumed that the transmit antenna gain of the VSAT earth station is  $G_T$ , and that the side-lobe performance of the antenna can be expressed by  $29 - 25 \log \phi$ , then the e.i.r.p. of the VSAT,  $e.i.r.p.E$ , in 40 kHz bandwidth can be expressed as:

$$e.i.r.p.E = E - 29 + G_T \quad (13)$$

Then, from expression (8), the carrier power density-to-thermal noise density ratio can be derived as:

$$(C_0/N_0)_T = E - 29 + G_T - L_U - L_{UA} - L_{UR} + (G/T)_T + 228.6 - 10 \log B \quad (14)$$

As explained in § 1 of this Annex, the thermal noise is assumed to be 50% of total noise. Therefore, if required overall energy-per-bit-to-noise density ratio is  $(E_b/N_0)_R$  and the conversion factor from  $C_0/N_0$  to  $E_b/N_0$  is  $K$ , then the following inequality should be satisfied with an overall system margin of  $M$  (dB):

$$(E_b/N_0)_R - K + M \leq (C_0/N_0)_T + 10 \log (50\% / 100\%) \quad (15)$$

The value of  $K$  is as follows depending on the type of modulation and forward error correction (FEC):

3 dB for BPSK with rate 1/2 FEC

1.3 dB for BPSK with rate 3/4 FEC

0 dB for QPSK with rate 1/2 FEC

-1.7 dB for QPSK with rate 3/4 FEC.

From the expressions (14) and (15), the required value of  $E$  can be calculated. It should be noted that an adequate value of uplink rain fade should be taken into account while the downlink rain fade need not be considered because the effect of the former is usually severer than that of the latter.

## 5 Numerical results for typical satellite systems

The permissible values and the required values of  $E$  are calculated for typical satellite systems as shown in Table 1. The parameter values assumed in the calculation are summarized below:

Antenna diameter of the receive earth station	5 m
$G/T$ of the receive earth station in clear weather	31 dB
$G/T$ of the receive earth station in rainy weather	30 dB
Downlink rain fade	4 dB
Uplink rain fade	3 dB
Downlink clear-air attenuation	0.5 dB
Uplink clear-air attenuation	0.5 dB
Small signal satellite gain increase (IBO-OBO)	4 dB
VSAT antenna diameter	1.2 m
VSAT antenna transmit gain	42.7 dB
Required $E_b/N_0$ with rate 1/2 FEC	6.4 dB
Required $E_b/N_0$ with rate 3/4 FEC	7.4 dB
Required overall system margin	1.5 dB

Also the topocentric angle is used for the off-axis angle  $\phi$ . It is assumed that the topocentric angles are 1.1 times of the geocentric angles and that the satellites are located at their nominal positions. To calculate the downlink free-space loss, the frequencies shown in Table 1 are used.

TABLE 1

**Permissible and required values of  $E$** 

Satellite system	GSTAR	EUTELSAT-II	INTELSAT-VI	AUSSAT
Region	USA	Europe	West-spot	Australia
Downlink frequency (GHz)	11.7	12.5	10.95	12.05
Satellite $G/T$ (dB(K <sup>-1</sup> ))	1.0	2.0	4.3	-1.0
SFD (dB(W/m <sup>2</sup> ))	-85.0	-82.8	-81.3	-88.0
Satellite e.i.r.p. (dBW)	42.0	44.0	47.7	42.0
Small signal satellite gain (dB)	175.4	175.2	177.4	178.4
Equivalent total $G/T$ (DL clear)	-2.3	-2.4	0.6	-2.5
Equivalent total $G/T$ (DL rain)	-5.7	-6.1	-3.0	-4.7
Permissible $E - 25 \log \phi$	20.7	21.1	18.0	19.7
Permissible $E$ ( $\phi = 2.2$ )	29.3	29.7	26.6	28.2
Permissible $E$ ( $\phi = 3.3$ )	33.7	34.1	31.0	32.6
Permissible $E$ ( $\phi = 4.4$ )	36.8	37.2	34.1	35.8
Required $E$ (BPSK 3/4 FEC)	27.3	27.4	24.4	27.5
Required $E$ (BPSK 1/2 FEC)	24.6	24.7	21.7	24.8

As shown in the Table,  $E = 33$  (dB(W/40 kHz)) may be adequate when the satellite spacing is not less than  $3^\circ$ . When the satellite spacing is  $2^\circ$  less value of  $E$ , e.g. 25, may need to be used, although only BPSK transmission with rate 1/2 FEC may be feasible in this case.

## ANNEX 2

**Ultra small aperture terminal antenna characteristics****1 Introduction**

With the recent introduction of FSS space stations with substantial transmission power capabilities, it has become possible to use “ultra-small aperture terminals (USATs)” for applications formerly relegated to “very small aperture terminals (VSATs)”. However, these USATs have large or wide

main beams which, when transmitting in the Earth-to-space direction, could impinge upon adjacent space stations in the GSO. Likewise, co-frequency, co-coverage transmissions from space stations adjacent to the wanted space station could introduce high levels of interference into these USAT networks. The resultant increase in interference between neighbouring FSS networks will have a negative effect on the communication capacity of the existing GSO/spectrum resources. Thus it is necessary to constrain the interference potential of USAT networks, particularly in the magnitude of uplink off-axis e.i.r.p. densities.

## 2 USAT antenna beam sizes

Table 2 shows the growth in main beamwidths (MBWs) for antenna sizes with  $D/\lambda$ s below 50. For antennas designed with low side lobe gains and efficiencies around 60% (by incorporating special feed distribution designs), the MBWs shown in Table 2 are likely to be in the higher range.

TABLE 2

### Off-axis angular range of antenna half-main beamwidths

Radio frequency (GHz)	$D/\lambda$	Antenna diameter (m)	Half-MBW <sub>s</sub> <sup>(1)</sup> (degrees)
14	50	1.05	1.4-2.3
14	40	0.84	1.7-2.9
14	30	0.63	2.4-3.9

<sup>(1)</sup> These antennas are paraboloids of revolution or sections of paraboloids. The size of the main beamwidth (MBW) is a function of the antenna feed design. Note that this column shows 1/2 MBW, the angular distance to the first null or zero crossing of antenna gain.

## RECOMMENDATION ITU-R M.1643\*

**Technical and operational requirements for aircraft earth stations  
of aeronautical mobile-satellite service including those  
using fixed-satellite service network transponders in  
the band 14-14.5 GHz (Earth-to-space)**

(2003)

**Summary**

This Recommendation provides the technical and operational requirements for aircraft earth stations (AES) of aeronautical mobile-satellite service (AMSS), including those using FSS network transponders operating in the band 14-14.5 GHz (Earth-to-space), that should be used by administrations as a technical guideline for establishing conformance requirements for AES and facilitating their licensing, for worldwide use.

The ITU Radiocommunication Assembly,

*considering*

- a) that various technically and operationally different aeronautical mobile-satellite service (AMSS) networks have been designed to commence operation in the near future;
- b) that these planned AMSS networks may provide access to a variety of broadband communication applications (Internet, email, internal corporate networks) to and from aircraft on a global basis;
- c) that the aircraft earth station (AES) will operate on national and international airlines around the world;
- d) that circulation of AES is usually a subject of a number of national and international rules and regulations including satisfactory conformance to a mutually agreed technical standard and operational requirements;
- e) that there is a need for identifying the technical and operational requirements for the conformance testing of AES;

---

\* NOTE – The Arab Group represented at RA-03 reserves its position on this Recommendation and is not ready to accept any repercussions with respect to WRC-03 Agenda item 1.11.

f) that the identification of technical and operational requirements for AES would provide a common technical basis for facilitating conformance testing of AES by various national and international authorities and the development of mutual recognition arrangements for conformance of AES;

g) that the technical and operational requirements need to achieve an acceptable balance between radio equipment complexity and the need for effective use of the radio-frequency spectrum,

*considering also*

a) that in the frequency band 14-14.5 GHz there are allocations to the FSS (Earth-to-space), radionavigation, fixed and mobile (except aeronautical mobile) services on a primary basis; that secondary services allocated in the band 14-14.5 GHz or in parts of the band include mobile-satellite (except aeronautical mobile-satellite) service (Earth-to-space), space research service (SRS), radio astronomy service (RAS), and radionavigation-satellite service;

b) that there is a requirement to fully protect all primary services and pre-existing systems of secondary services in the band 14-14.5 GHz;

c) that results of the studies conducted in accordance with Resolution 216 (Rev.WRC-2000) showed the feasibility of using the band 14-14.5 GHz by AMSS (Earth-to-space) on a secondary basis under certain conditions and arrangements<sup>1</sup>;

d) that the identification by ITU-R of technical and operational requirements for AES operating in the band 14-14.5 GHz could assist administrations to prevent harmful and/or unacceptable interference to other services;

e) that technical and operational characteristics should be continuously and accurately measurable and controllable,

*recommends*

**1** that the technical and operational requirements<sup>1</sup> for aircraft earth stations of AMSS networks operating in the band 14-14.5 GHz given in Annexes 1 and 2 be used by administrations as a guideline for:

- establishing conformance requirements for AES;
- facilitating AES operations.

---

<sup>1</sup> The characteristics of the typical aircraft earth stations need to fulfil the requirements described in this Recommendation and, further, need to be within the envelope of those initially published in the International Frequency Information Circular (BR IFIC) relating to the corresponding FSS network. In the case that the characteristics are outside of the envelope of those in the initial publication, the required coordination of such an aircraft earth station needs to be effected in accordance with the current provisions of the Radio Regulations (RR) and a modified Rule of Procedure as contained in § 2 of the Rules of Procedure relating to RR No. 11.32, as appropriate.

## **Annex 1**

### **Technical and operational requirements for AES of AMSS networks in the band 14-14.5 GHz (Earth-to-space)**

#### **Part A**

##### **Essential requirements related to the protection of FSS networks**

- 1** AMSS networks should be coordinated and operated in such a manner that the aggregate off-axis e.i.r.p. levels produced by all co-frequency AES within AMSS networks are no greater than the interference levels that have been published and coordinated for the specific and/or typical earth station(s) pertaining to FSS networks where FSS transponders are used.
- 2** The design, coordination and operation of an AES should, at least, account for the following factors which could vary the aggregate off-axis e.i.r.p. levels generated by the AES:

  - 2.1** mispointing of AES antennas. Where applicable, this includes, at least, effects caused by bias and latency of their pointing systems, tracking error of closed loop tracking systems, misalignment between transmit and receive apertures for systems that use separate apertures, and misalignment between transmit and receive feeds for systems that use combined apertures;
  - 2.2** variations in the antenna pattern of AES. Where applicable, this includes, at least, effects caused by manufacturing tolerances, ageing of the antenna and environmental effects. AMSS networks using certain types of AES antennas, such as phased arrays, should account for variation in antenna pattern with scan angles (elevation and azimuth). Networks using phased arrays should also account for element phase error, amplitude error and failure rate;
  - 2.3** variations in the transmit e.i.r.p. from AES. Where applicable, this includes, at least, effects caused by measurement error, control error and latency for closed loop power control systems. Network control and monitoring centres (NCCMs) that calculate the e.i.r.p. of AES based on the received signal need to take into account error sources and latency in this calculation. NCCMs that calculate the e.i.r.p. of AES based on input power must account for measurement error and reporting latency.
- 3** AES that use closed loop tracking of the satellite signal need to employ an algorithm that is resistant to capturing and tracking adjacent satellite signals. AES must immediately inhibit transmission when they detect that unintended satellite tracking has happened or is about to happen.
- 4** AES should be subject to the monitoring and control by an NCCM or equivalent facility. AES must be able to receive at least “enable transmission” and “disable transmission” commands from the NCCM. AES must automatically cease transmissions immediately on receiving any

“parameter change” command, which may cause harmful interference during the change, until it receives an “enable transmission” command from its NCMC. In addition, it should be possible for the NCMC to monitor the operation of an AES to determine if it is malfunctioning.

5 AES need also to be self-monitoring and, should a fault which can cause harmful interference to FSS networks be detected, the AES must automatically mute its transmissions.

## **Part B**

### **Essential requirements related to the protection of the fixed service**

In the 14-14.5 GHz frequency band as used by fixed service networks, within line-of-sight of the territory of an administration where fixed service networks are operating in this band, the maximum pfd produced at the surface of the Earth by emissions from a single AES, of an AMSS network should not exceed:

$$\begin{array}{lll} -132 + 0.5 \cdot \theta & \text{dB(W/(m}^2 \cdot \text{MHz))} & \text{for } \theta \leq 40^\circ \\ -112 & \text{dB(W/(m}^2 \cdot \text{MHz))} & \text{for } 40 < \theta \leq 90^\circ \end{array}$$

where  $\theta$  is the angle of arrival of the radio-frequency wave (degrees above the horizontal).

NOTE 1 – The aforementioned limits relate to the pfd and angles of arrival that would be obtained under free-space propagation conditions.

NOTE 2 – An e.i.r.p. mask can be derived from the aforementioned pfd mask by applying the method given in Annex 2 of this Recommendation. Simplification of the resulting e.i.r.p. mask could also be considered.

## **Part C**

### **Essential requirements related to sharing with the RAS**

In order to protect the radio astronomy in the band 14.47-14.5 GHz, AMSS earth stations should comply with both following measures:

#### *AMSS channels in the 14.47-14.5 GHz band*

- AMSS stations do not transmit in the 14.47-14.5 GHz band within line-of-sight of radio astronomy stations operating within this band;
- or,
- if an AMSS operator intends to operate co-frequency within the visibility of the radio astronomy station, a specific agreement with the radio astronomy station will be needed to ensure that AMSS AES will meet the requirements of Recommendations ITU-R RA.769 and ITU-R RA.1513 within the 14.47-14.5 GHz band during observations. Where practicable, this may include advance information to AMSS operators regarding observation schedules.

#### *AMSS channels in the 14-14.47 GHz band*

All AES transmitters on channels in the 14-14.47 GHz band within line-of-sight of radio astronomy stations during radio astronomy observations have emissions in the band 14.47-14.5 GHz such that they meet the levels and percentage of data loss given in

Recommendations ITU-R RA.769 and ITU-R RA.1513. Results from studies show that the following AES pfd levels (dB(W/(m<sup>2</sup> · 150 kHz))) in the band 14.47-14.5 GHz are sufficient, with some margin, to meet the radio astronomy pfd levels in Recommendation ITU-R RA.769 and the percentage of data loss given in Recommendation ITU-R RA.1513, i.e.:

$$\begin{array}{lll} -190 + 0.5 \cdot \theta & \text{dB(W/(m}^2 \cdot 150 \text{ kHz))} & \text{for } \theta \leq 10^\circ \\ -185 & \text{dB(W/(m}^2 \cdot 150 \text{ kHz))} & \text{for } 10^\circ < \theta \leq 90^\circ \end{array}$$

where  $\theta$  is the angle of arrival of the radio-frequency wave (degrees above the horizontal).

Such AES pfd levels in the band 14.47-14.5 GHz may be achieved by the AMSS operators through a combination of reduced AES signal power, sharp filtering, maintaining adequate frequency separation, or better AES antenna performance.

## **Part D**

### **Essential requirements related to sharing with the space research service**

Coordination agreements should be developed between AMSS and space research systems based on controlling the emissions levels of the AES in the frequency band used by the SRS systems, and, in severe cases, may require cessation of AES emissions on frequencies used by the SRS system when operating in the vicinity of the space research earth station. Specifics of the agreements will vary based on the characteristics of the individual SRS sites and the AMSS networks.

## **Annex 2**

### **Derivation of a lower hemisphere e.i.r.p. mask from a pfd mask**

In testing AMSS equipment to determine if it meets a given pfd mask, such as the one in Annex 1, Part B, it may be useful to determine an equivalent e.i.r.p. mask that can be used for testing purposes.

The pfd mask,  $\text{pfd}(\theta)$  where  $\theta$  is the angle of arrival (elevation angle) at the Earth's surface, can be used to mathematically determine an e.i.r.p. mask,  $\text{e.i.r.p.}(\gamma, H)$  where  $\gamma$  is the angle below the local horizontal plane and  $H$  is the altitude of the aircraft. This conversion proceeds in two steps. First,  $\gamma$  is converted to an equivalent angle of arrival,  $\theta$ . Then the length of the propagation path for angle of arrival  $\theta$  is determined and used to calculate the spreading loss for the path and the resulting e.i.r.p.

*Step 1:* Calculation of an angle of arrival in degrees,  $\theta$ , from  $\gamma$  and  $H$ :

$$\theta = \arccos((R_e + H) \cos(\gamma)/R_e)$$

where:

- $\theta$ : angle of arrival
- $R_e$ : earth radius (6378 km)
- $H$ : altitude of the aircraft (km)
- $\gamma$ : angle below horizontal.

NOTE 1 – If the argument of the arccos function is greater than 1, the propagation path in the direction of the angle  $\gamma$  does not intersect the Earth. In this case, which occurs for values of  $\gamma$  of about  $3.5^\circ$  or less, a value for  $\theta$  does not exist and so there is no defined value for the pfd mask.

Step 2: Calculation of the e.i.r.p. value from the defined pfd( $\theta$ ):

$$d = (R_e^2 + (R_e + H)^2 - 2 R_e (R_e + H) \cos(\gamma - \theta))^{1/2}$$

$$\text{e.i.r.p.}(\gamma, H) = \text{pfd}(\theta) + 10 \log_{10}(4 \pi d^2) + 60$$

where:

- $d$ : distance between the AES and the considered point on the Earth's surface (km)
- pfd( $\theta$ ): (dB(W/(m<sup>2</sup> · MHz)))
- e.i.r.p.: (dB(W/MHz)).

The graph in Fig. 1 shows this function for various aircraft altitudes based on the pfd mask provided in Annex 1, Part B of this Recommendation.

