

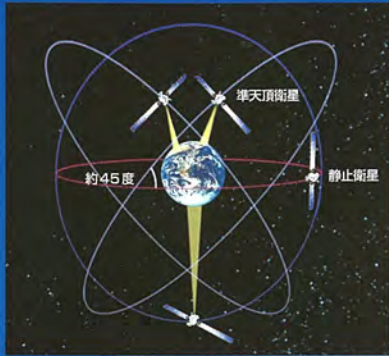
MITSUBISHI

三菱電機技報

Vol.77 No.8

特集「IT宇宙インフラ」

2003 8



目次

特集「IT宇宙インフラ」

新衛星ビジネス株式会社のミッションと活動状況 飯沼健雄	1
準天頂衛星システムの全体構想 中島 務・下村寛士	2
準天頂衛星システム—衛星系— 野口龍宏	7
準天頂衛星システム—高精度測位に向けて— 齋藤雅行・古川敏雄・中久喜健司・青木 浩	11
宇宙インフラ構築への当社の取り組み概況 寺西知幸・中村悦造・中村太一・田中周作	15
商用衛星システム“DS2000” 世古博巳・関根功治・内田洋一	19
技術試験衛星Ⅷ型“ETS-Ⅷ” 名取直幸・本間正修	23
HTV：宇宙ステーション補給機—対有人アビオニクスシステム— 津屋直紀・小山 浩・津久井 潤	28
太陽観測衛星“SOLAR-B” 島田貞憲・齊藤秀明	32
宇宙環境信頼性実証システム“SERVIS”が拓く低軌道標準衛星 安光亮一郎・桐谷浩太郎・松岡 忍	36
宇宙用リモートセンシング動向 迎 久幸・久家秀樹・森田直哉	40
衛星搭載用コンポーネント 上小倉明宏・後藤正芳・下平久代・上月博史	44
宇宙開発事業団向け衛星追跡管制地上ネットワークシステム 皿井宏仁・藤澤達也・藤原知博・山崎哲男・村田 眞・佐藤裕之	48
地域衛星通信ネットワーク用DAMA装置 高橋 司・西村修司・木村敏章・今井 徹	55

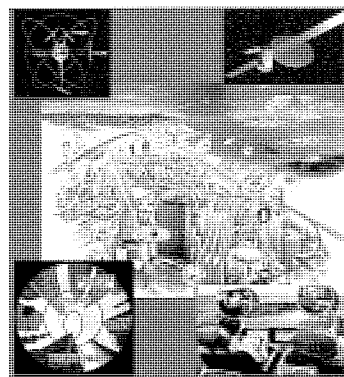
特許と新案

「偏向ヨーク」「薄膜形成装置およびその蒸発源用るつぼ並びに昇華性蒸発材料の薄膜形成方法」	59
「レジスト露光装置」	60

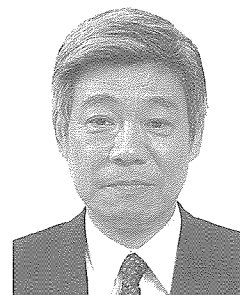
表紙

準天頂衛星システム

準天頂衛星システムは、赤道面と45°で交わる長楕円(だえん)軌道を地球の自転と同期して周回する衛星であり、地上からは8の字の軌跡を描くように見える。3個の軌道上にそれぞれ1機の衛星を配置すると、日本の上空、天頂付近に24時間常に少なくとも1機の衛星を存在させることができ、ビルの谷間や山間部においても常時通信が可能となる。準天頂衛星システムでは、この高仰角特性を用いて通信・放送・測位を複合した新しいサービスを創出し、今後のユビキタス社会に貢献していく。特に自動車・列車・船舶等の移動体に対しては、高精度位置情報サービス等テレマティクス分野における新たなアプリケーションの創出が大きく期待できる。



新衛星ビジネス株式会社のミッションと活動状況



新衛星ビジネス株式会社

代表取締役社長 飯沼健雄

新衛星ビジネス株式会社は、準天頂衛星システムを使った新たなサービス提供を2008年度に開始することを目指して2002年11月に設立された。2008年から2009年にかけて行われる米国のGPS(Global Positioning System)衛星システムの向上計画、ヨーロッパのガリレオシステム導入計画と、衛星測位システムの本格的な次世代システムへの移行の動きを受け、我が国でも、次世代測位システムをベースとし、新しい高付加価値を提供できる社会インフラの構築に取り組むべき時期にきているとの認識の高まりがその背景にある。

会社設立に際しては、2002年1月に設立された“新衛星ビジネス研究会”の活動、また、“準天頂衛星システム開発・利用推進協議会”“次世代衛星システム推進議員連盟”、さらには日本経団連の“準天頂衛星システム推進検討会”の活動が強い後押しとなった。

準天頂衛星システムは、車や列車などの移動体から携帯端末まで、途切れのない安定した送受信を可能とさせる。アンテナは衛星を追尾する機構が不要又は非常に簡易となり、高さ方向への突出も少なく済み、小型軽量化・低コスト化が可能となる。このような特長に加え、従来個別に提供されていた通信・放送・測位サービスを複合したトータルなネットワークソリューションを提供できるのが準天頂衛星システムである。

また、準天頂衛星システムは、測位の高精度化、利便性の向上へも貢献できる。我が国では、衛星による測位に米国のGPSを利用している。GPSシステムは、地球を周回する24機(設計値)の衛星のうち同時に4機の測位信号を受信することにより、自己の位置と時刻誤差を検知している。このGPSシステムに準天頂衛星システムを加え、準天頂衛

星がGPS衛星を補完することにより、常時4機以上のGPS衛星を捕捉(ほそく)することが困難な都会でも、測位可能エリアを飛躍的に拡大させることができる。また、準天頂衛星からGPS補強信号を送出することでGPS受信機起動時の信号捕捉時間を短縮化し、誤差1メートル以下の高精度測位が実現する。

現在、通信分野では、地上の光ファイバ網、携帯電話又は静止通信衛星システム等のインフラが整備されている。また、放送分野では、地上波のラジオ・テレビ放送やBS・CSデジタル放送が行われており、近い将来地上波デジタル放送も計画されている。測位分野では、GPSを利用したカーナビや国土地理院が配備した電子基準点によるD-GPSやRTK-GPS等のサービスが行われている。しかし、現システムでは、高層ビル等の遮蔽(しゃへい)による面積カバー率の低下や、高速移動の車両等への映像配信が不十分等の課題を抱えている。測位分野でも、現在のGPS衛星では、時間帯により測位精度や安定性に大きな差が発生する等の課題がある。これらの既存インフラと共存することで既存インフラが抱える課題を解決し利用領域の拡大を可能とするものが、準天頂衛星システムという新たなIT宇宙インフラである。

2008年度のサービス開始に向けて、システム整備費用の確保、実現性と経済性のあるシステム構築、軌道・周波数の確保、又はビジネスモデルの深掘りと具体化等々解決すべき課題は多い。多くのユーザー、サービスプロバイダー、業界の声をお聞きしながら、より詳細な具体的検討を行っていく所存である。今後も、皆様のご支援、ご指導をお願い申し上げます。

準天頂衛星システムの全体構想



中島 務*



下村寛士**

要 旨

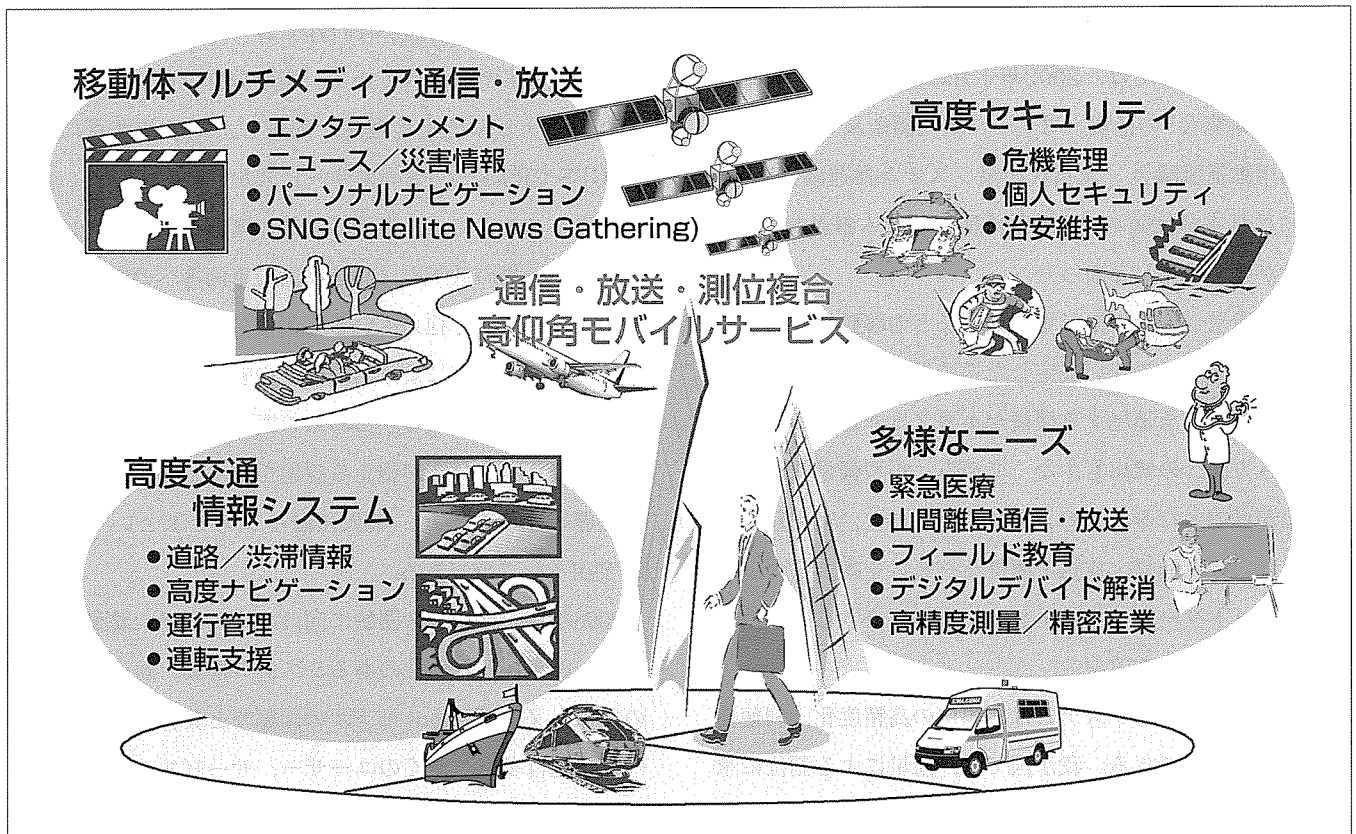
インターネットの発達に伴いIT (Information Technology：情報技術) に対する依存度が飛躍的に進み、その影響力は日々増大している。その進化するIT社会におけるニーズを満たすためには、ネットワークインフラの更なる整備が必要であり、地上と宇宙のITインフラを融合させることが不可欠となってきている。

衛星通信には、“広域性”“同報性”といった他の通信手段にないメリットがある。この特長を生かし、静止衛星、観測衛星、測位衛星 (GPS) など機能の異なる衛星群を有機的に統合させ、宇宙に大きなネットワークシステムを構築するという構想を“IT宇宙インフラ”と名付け三菱電機は提案してきた。この流れは国家的構想としても認知されており、宇宙インフラとして今最大の注目を浴びているのが準天頂衛星システムである。

準天頂衛星システムは、3機の衛星が日本の天頂付近を

代わる代わる飛行し、サービスを提供する。準天頂衛星は、静止衛星では高仰角が得られない中緯度に位置する日本に適する衛星システムである。ビル、山陰に遮られない特性から、国土のほぼ100%をカバーし、衛星利用高度モバイル通信に最適なものと位置付けられる。さらに、GPS (Global Positioning System) を補う高精度測位サービスの提供による位置情報サービスの新たな利用の広がりが期待される。

このように、準天頂衛星システムによる効果は、インフラ整備による通信容量の増大という直接的な貢献に加えて、移動体通信・放送と測位といった今まで個別であったこれらのサービスを複合し、一つのネットワーク・ソリューションとして、新しいサービスを創出していくことであると考えられる。



準天頂衛星システムによるサービスイメージ

準天頂衛星システムは、次世代IT宇宙インフラとして、通信・放送・測位を融合させた新しいサービスを創造する。

1. まえがき

IT, それは、私たちの暮らしをより便利にしてくれるインフラ(社会基盤)と密接に関連する技術である。このITの代名詞でもあるインターネットの浸透によって社会のネットワーク化が日々進展している。ADSL(Asymmetric Digital Subscriber Line)やFTTH(Fiber To The Home)などのブロードバンド回線の総数が飛躍的に増加するとともに、IP(Internet Protocol)ネットワークをベースとしたIP電話などの新しいサービスも数々普及してきている。また、このネットワーク化は各家庭の生活環境にまで広がりを見せており、生活シーンに合わせた新しい生活情報をインターネットを経由して送受信するのほぼ日常的となっている。さらに、衛星デジタル放送による双方向TV, 第三代携帯電話による映像サービス, 無線LANによるホットスポット・サービス, その他の各種モバイルサービスなどにより、人々は必要情報をすぐにでも得ることができる社会に近づいてきたとも言える。正に、ユビキタス社会(いつでも、どこでも、だれでもコンピュータとネットワークを利用できる環境)が到来しようとしている⁽¹⁾。

しかしながら、これらのサービスも、ホットスポットは局地的なサービスであるとともに、第三代携帯電話によるサービスも人口カバー率はたとえ100%に近い数字を実現できても面積カバー率を同程度に高めるには莫大(ばくだい)な投資と時間を必要とし、その実現性は極めて難しくなる(図1)。

その中で、日本全土への均等なサービス提供によるデジタルデバイドの解消など、IT社会の更なる発展に不可欠

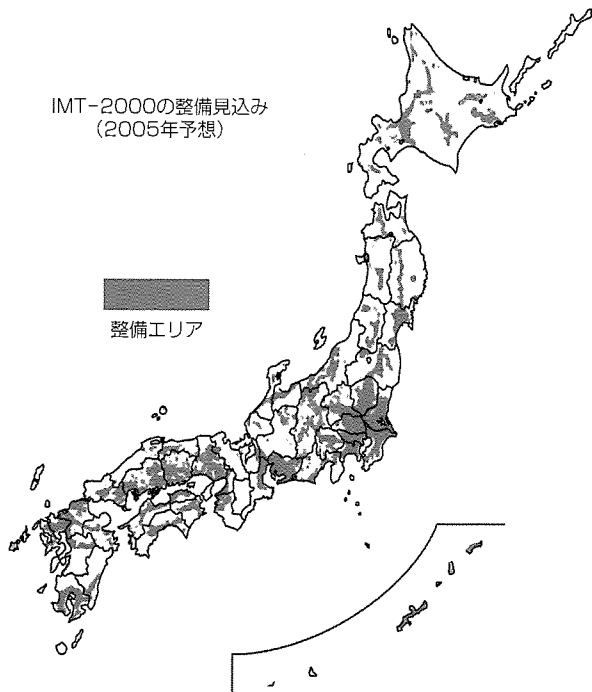


図1. IMT-2000整備エリア予想(2005年)

のインフラが衛星によって構成される。それが“IT宇宙インフラ”である。

これまで構築されてきた地上ネットワークでは不足しているもの、また、これから構築される地上波デジタル放送などの新しいインフラでも不足するもの、それらの不足分を補うサービスを提供するインフラ、つまり、地上と衛星を合わせたトータルシステムとしての役割を果たすインフラでもある。

その中で、新たなIT宇宙インフラとして現在大きく注目を集めているのが準天頂衛星システムである。

日本の天頂付近に少なくとも1機の衛星を常に配置できる衛星システムであり、その特長となる高仰角特性によって、都会のビル街、山間部等を含め、ほぼ100%に近い面積に対して、通信、放送、高精度測位のサービス提供を可能とする。さらに、通信・放送・測位の単一サービスにとどまらず、それらを複合できるのも準天頂衛星システムの特長であり、従来考えられなかった移動体向けの高付加価値サービスを提供することができるものである(図2)。

2. 準天頂衛星とは

通信衛星(CS)／放送衛星(BS)等で利用されている静止衛星は、赤道上約36,000kmに配置され、地球の自転と同期して地球を周回するため地球から見れば衛星がほぼ一定の方向(日本からは仰角45°前後の南の方向)に見える。このため、静止衛星は、固定ユーザー向けの通信・放送サービスに有利となるが、移動体に用いるには、ビルや山などに遮られ、連続サービスが受けにくいという欠点がある。

これに対し準天頂衛星は、日本の上空を通過する軌道の衛星3機を8時間ごとに切り換えること(ハンドオーバー)によって、常時衛星を日本の天頂近く(準天頂)に配置する。このため、静止衛星における欠点を補うことが可能で、特に移動体に対するサービスに最適である。

衛星3機を各々の地上軌跡が同一となるように120°間隔で離れた3つの軌道面上に配置し適切な軌道を選ぶことで、衛星3機のうち1機が常に日本上空においてほぼ70°以上

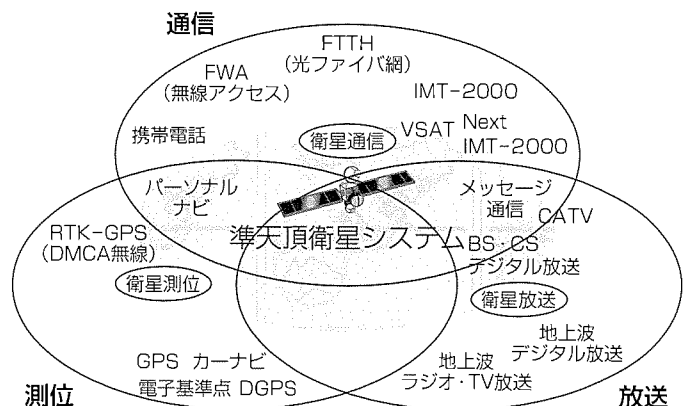


図2. 高度情報通信ネットワーク社会における準天頂衛星システムの位置付け

(都心では約80°)という高仰角を保つことが可能となる(図3)。この“高仰角性”が準天頂衛星システム第一の利点である。

準天頂衛星システムの第二の利点は、“周波数の再利用”である。

ITU(International Telecommunication Union: 国際電気通信連合)規約上では、先行の各種静止衛星サービスを妨害しないように後発衛星サービスを導入する必要がある。準天頂衛星の高仰角特性は、通常の静止衛星の仰角との差が大きいため、現在静止衛星で利用中の各種周波数を準天頂衛星でも再利用することが可能となる。そのため、国家資産として有限である各種周波数リソースの有効活用により、地上網と衛星通信網(特に高指向性アンテナ利用の場合)の棲(す)み分け等の推進が容易になる。

準天頂衛星は、別名“8の字衛星”と呼ばれるとおり、赤道を中心に地球の南北に8の字(又はその変形)型の地上軌跡を描く。

軌道候補として図4に示す3種類が上がっているが、それぞれについて特長があり、サービス範囲・サービス内容に合わせて決定される。

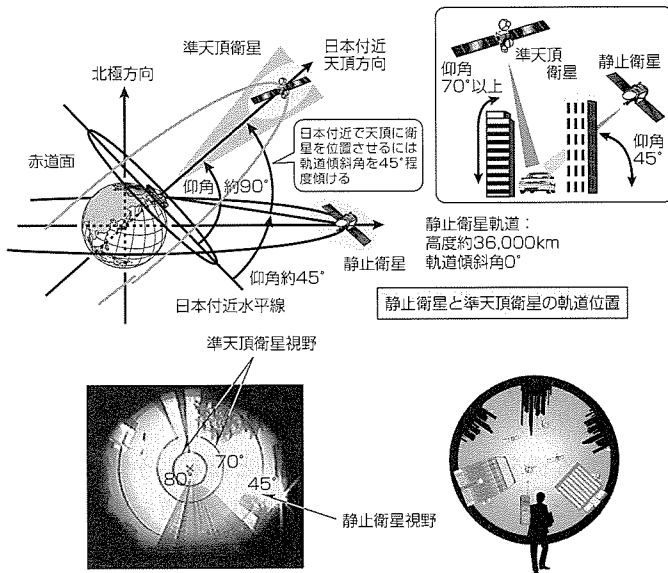


図3. 準天頂衛星の軌道と高仰角特性

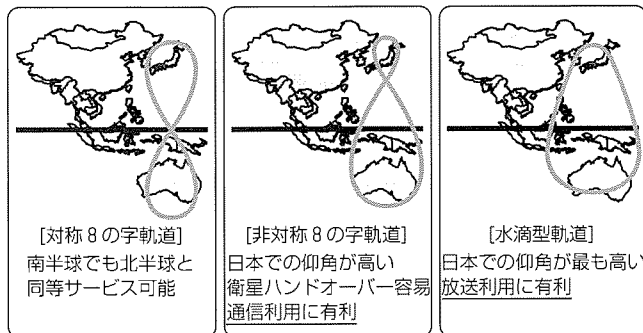


図4. 準天頂衛星軌道候補と特長

3. 日本における準天頂衛星システムへの取り組み

日本において、準天頂衛星システムは、1972年に郵政省電波研究所(現 通信総合研究所)が提唱して以来国の研究機関などで研究が進められてきたが、30年の時を経て昨年(2002年)から実用化の道を歩み始めた。

このシステムは、技術や利用上の内容のみならず、民間主導・提案型での予算化という官民の連携形態にも大きな特長がある。従来、日本における衛星の調達には、宇宙通信(株)のような純粋な民間会社が発注する衛星以外は、省庁が予算を取り調達を行っていた。しかし、準天頂衛星システムは、民間がビジネスモデルの企画と全体システムの取りまとめを行い、国が技術開発及び社会的インフラの性格の強い部分を担うという官民パートナーシップ(Public Private Partnership: PPP)のスタイルを採っている。

2002年1月、当社を始め民間企業を中心となって設立した“新衛星ビジネス研究会”において、準天頂衛星システムの事業化へ向けた検討がスタートし、同年6月には政府関係省庁と民間が一体となって開発・利用推進を行う協議会が発足した。同年7月には、準天頂衛星プロジェクト推進の議員連盟ができる一方、日本経団連は民間企業約80社を結集し“準天頂衛星システム推進検討会”を発足させた。このような背景の下、同年11月には、当社が筆頭となり、42社が出資を行ってオールジャパン体制の“新衛星ビジネス(株)”が設立された。

このような動きの中、2003年度政府予算案に総務省・文部科学省・経済産業省・国土交通省の4省が研究開発費を計上したことで、一気に実現に向けて加速した。

当社は、営業と技術の両側面からこの会社への強力なバックアップ体制を敷き、準天頂衛星を利用した新たなサービスの提供を2008年度に開始することを目指して事業化の検討を進めている(図5)。

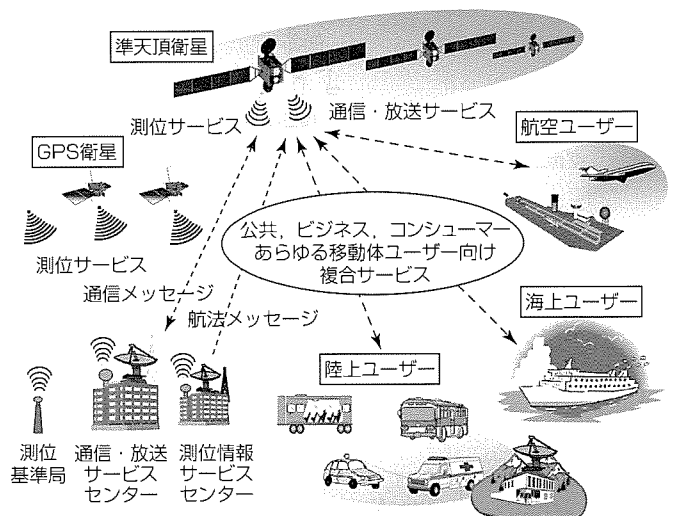


図5. 準天頂衛星システムサービスイメージ

4. 準天頂衛星システム利用上の利点 —移動体サービス—

衛星が天頂方向にあることで利用上最も効果的と考えられるのが移動体向けの種々のサービスである。

静止衛星利用の場合、移動しながら衛星からの電波を受信又は衛星に電波を送信するためには、アンテナを約45°に傾け衛星方向を追尾する必要がある。このため、アンテナのコントロールが非常に複雑になる上、アンテナを常に45°に保持しておく必要があり、車の屋根から上はかなりの高さ突出せざるを得ない。したがって、静止衛星を使った移動体通信は、非常用電話・移動体SNGなど特殊利用にとどまっている。

衛星が天頂付近にあれば、アンテナを天頂に向けて設置すればよく、衛星を追尾する機構が不要又は非常に簡易となるので、高さ方向への突出も少なく済み、小型軽量化・低コスト化が可能となる。さらに、ビルなどに電波が遮蔽(しゃへい)されにくく、また、マルチパスの影響も受けにくい。

また、第三代携帯電話であるIMT-2000を始め地上系ネットワークでの移動体サービスは個人レベルまで多様化してきているが、1章にも述べたように、人口カバー率の向上に比べ面積カバー率は低い。したがって、通行する車すべてに対する基本的なサービス実施には見通し率の高い準天頂衛星との連携が有効である。

このように、準天頂衛星システムは、元来衛星通信の持つ地域格差のない“広域性”を移動体にまで広げるインフラとして、“いつでも”“どこでも”“ブロードバンドで”“簡単に”移動体通信することを可能とするものである。

5. 準天頂衛星システム利用上の利点 —高精度測位サービス—

測位サービスの高精度化への寄与も利点の一つである。

現在、我が国における衛星測位サービスとしては、米国が開発整備したGPSシステムが広く利用されている。測地・測量など産業利用のほかに、カーナビゲーションやパーソナルナビゲーションを始め日常生活の中で利便性を追求する利用形態も近年急速に普及している⁽²⁾。

一方、米国では、携帯電話にE911が義務づけられ、車両の事故防止など運転者の安全運転支援に対する利用にも注目が集まっており、安心・安全という観点からも、GPS測位サービスの重要性がますます高まっている(図6)。

しかしながら、これらのニーズを広く

満たすためには、現状のGPS測位には以下に示すような利用上の課題がある。

- (1) 山間部や都市部など見通しの悪い場所においては、GPS測位が可能なエリア・時間帯が制限される。
- (2) いつでもどこでも安定な測位サービスを提供するには、現状のGPSのみでは精度的に不十分である。
- (3) GPS衛星の捕捉(ほそく)に時間を要する。

上記の課題を解決するための方法として、準天頂衛星を利用した高精度測位サービスがあり、GPS補完サービスとGPS補強サービスが計画されている。

5.1 GPS補完サービス

このサービスにより、前述の課題(1)が解決される。

GPSは、地球を周回する24機(設計値)の衛星のうち同時に4機以上の測位信号を受信することによりユーザーが自分の位置と時刻誤差を知ることができるというシステムである。しかし、見通しの悪い場所では、GPS衛星4機が同時に見えない状況が頻繁に生じる。これが(1)に示した課題である。それを解決するのが、準天頂衛星にGPS衛星と同じ機能を持たせるGPS補完サービスである。すなわち、準天頂衛星がGPS衛星と同様に利用できることで、常に天頂方向に見えるGPS衛星が存在するのと同じになり、GPS衛星4機が同時に見える確率は大きく改善される。

この検証例として、三次元地図データ(三菱商事ダイアマップ)を用いて、高層ビル街と中低層ビル街が混在する新宿区において、シミュレーションを行った(東京大学柴崎研究室)(図7)。

その結果、GPSのみによる測位では、高層ビル街のみならず、中低層ビル街においてもGPS衛星4機以上の捕捉が不可能な地表面エリアが広く存在していた。しかしながら準天頂衛星にGPSと同等の測位機能を付加することで、都市部での測位可能エリアを大幅に改善できることが明らかとなった。

5.2 GPS補強サービス

このサービスにより、前述の課題(2)及び課題(3)が解決さ

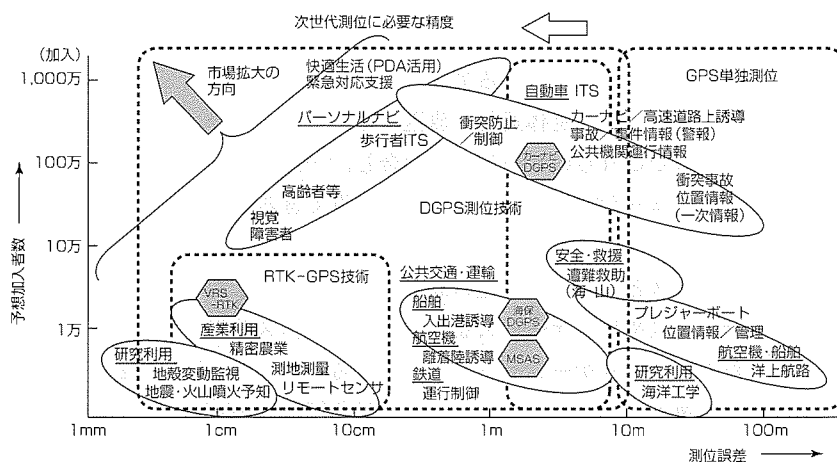


図6. 所要測位精度と想定利用者数との関係

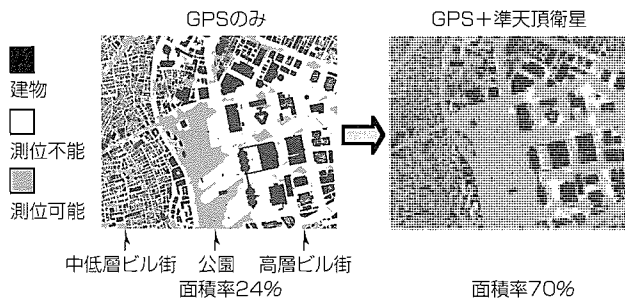


図7. 新宿区における測位面積率の拡大

れる。

(2)の課題であるGPS測位の高精度化は、あらかじめ位置が正確に分かっている地上の電子基準点でGPS測位信号を観測し、その中に含まれる各種誤差要因を補正するデータを生成する。これを補正信号として利用者に配信することにより、実現可能となる。

(3)の課題であるGPS捕捉時間の短縮化は、高速移動体での利用においては不可欠である。これは、GPSの衛星識別データが50bpsの低速度で配信されることが原因であり、より高速な回線でGPS衛星の情報を入手できればこの課題を解決することができる。すなわち、そのときに見えるGPS衛星の衛星番号、軌道情報、ドップラー情報などを準天頂衛星から実時間放送することにより、ユーザー端末側はGPS衛星捕捉までの時間短縮(数分→数秒)を図ることができる。

これら、GPSの測位誤差補正信号と捕捉アシスト信号を準天頂衛星を介し配信することで、高精度測位を可能とするGPS補強サービスが提供される。このサービスにより準天頂衛星の見通し率の高さを利用し配信することで、高精度測位を提供するGPS補強サービスを、高速移動体を含む“多様なユーザー”が“どこでも”受けられるようになる。

例えば、移動する車での測位精度が1m程度になれば車線識別が可能になり、さらに20cm程度になれば安全走行に資する車間距離認識が実現できるなど、様々な利用の広がりが期待できる。

6. サービス・アプリケーション事例

準天頂衛星システムを利用するアプリケーションにおいて最も特長的な点は、移動体通信・放送と測位といった今まで個別であったこれらのサービスを複合し、一つのネットワーク・ソリューションとしてサービス提供できることである。

車へのサービスとしては、前述の高精度測位を利用した運転支援サービスやITSサービスなどテレマティクス分野において新たなアプリケーションが期待できる。

また、救急車から患者映像を病院へ送る緊急医療サービス、通信網のない又は破壊された場所からでも緊急信号と位置情報を発信できる緊急通報サービス、高齢者やハンデ

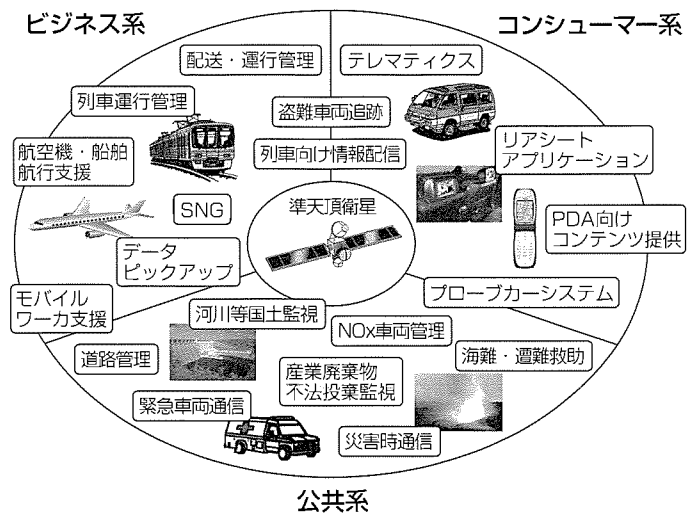


図8. 準天頂衛星システムが提供できるサービス例

ィキャップのある人々に対する歩行者支援サービスなど、安心/安全面への利用も広がる。

さらに、船舶の接岸支援(高精度測位を利用し、船の接岸時の自動化による人員削減)や、小型飛行機の運行支援、ヘリコプターから撮影した映像を送信するヘリテレシステム(山間飛行時も運用可能で従来の課題解決)など、海・空における移動体への多様な利用も可能となる。

このように、準天頂衛星システムは、私たちの生活に更なる利便性・快適性・安全性をもたらしてくれる(図8)。

7. むすび

以上述べたように、準天頂衛星システムは、既存の地上波放送・通信網や静止衛星システム等と融合して、新たなITインフラを創出し、これからの人々の生活様式や文化活動に多様な変化をもたらす可能性を秘めている。その限りない可能性を引き出すのは、これを利用する人々であり、我々自身である。

当社は、新衛星ビジネス(株)及び民間、政府と歩調を合わせ、新たなITインフラの利用を開拓し、準天頂衛星システムによる新しいサービスの提供を実現していく。

参考文献

- (1) インターネット接続サービスの利用者数等の推移(平成15年2月末現在) 総務省Web Page
http://www.soumu.go.jp/s-news/2003/030331_3.html
 “携帯電話サービスにおけるエリア整備の在り方に関する調査研究会”報告書 総務省Web Page
http://www.soumu.go.jp/s-news/2003/030310_2.html
- (2) カーナビ・VICSの出荷台数 国土交通省ITS Web Page
<http://www.mlIT.go.jp/road/ITS/j-html/index.html>

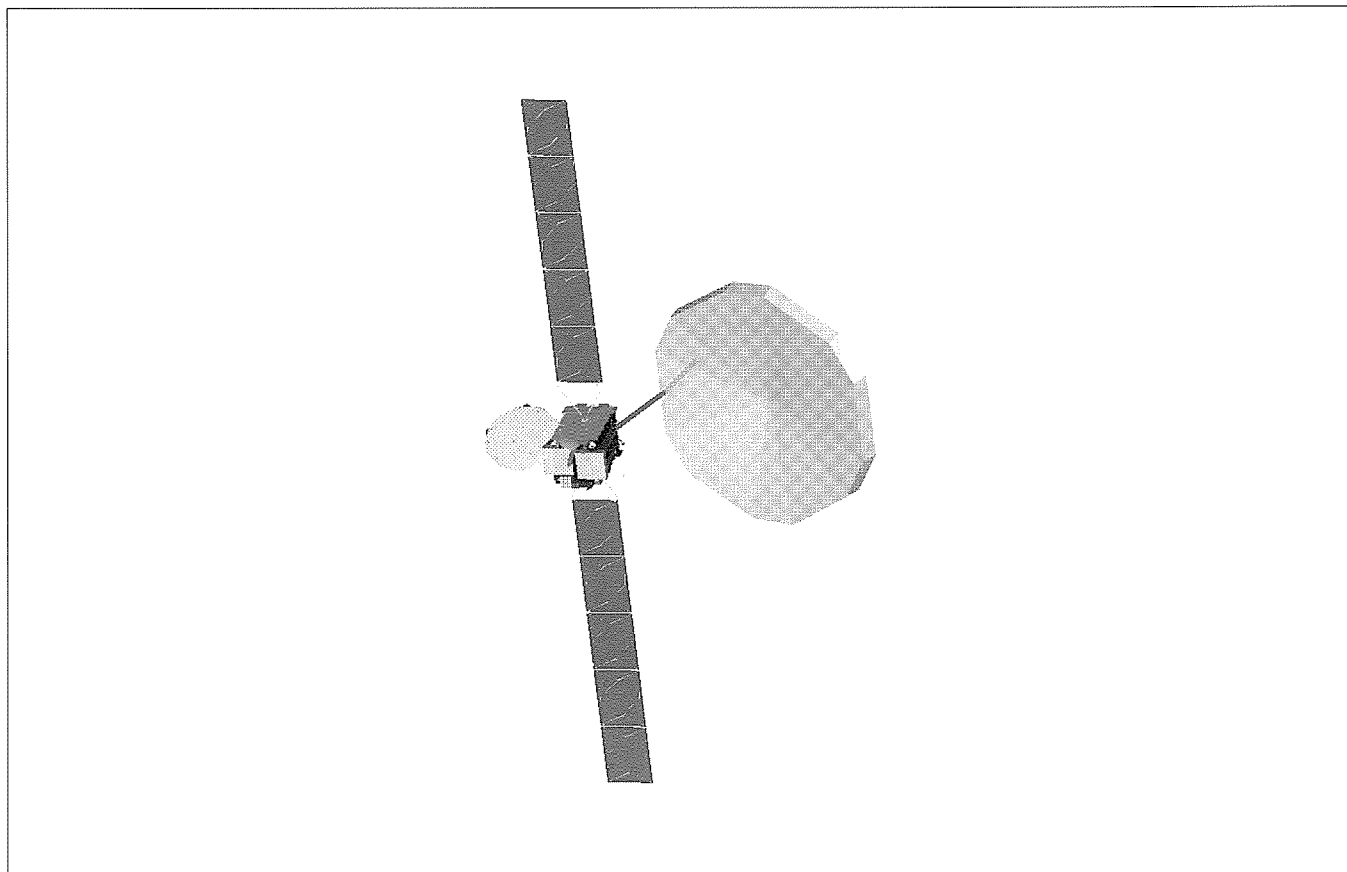
準天頂衛星システム—衛星系—

野口龍宏*

要 旨

準天頂衛星システムは、衛星が常に天頂付近に滞留することによって高仰角の通信サービスを提供する新しい衛星通信システムである。静止衛星を使用した従来の衛星通信・放送においては、日本から見た衛星の仰角が45°程度であり、高層ビルの建ち並ぶ大都市圏においては衛星に対して十分な見通しが得られない問題があった。これに対し、準天頂衛星システムでは、サービスエリアである日本から

の仰角を常に70°以上に保つことができ、特に移動体を対象とする通信・放送サービスに有効である。また、高仰角の特性を利用し、GPS(Global Positioning System)を補完・補強する測位サービスでGPSのみより高精度化を実現することができる。さらに、通信・放送に測位を複合させたサービスを提供することが可能になる。



準天頂衛星システム軌道上コンフィギュレーション例

準天頂衛星には、L帯のGPS補完ミッション、S帯の放送・通信ミッション、SHF帯の通信ミッション、Ku帯の通信ミッション等の複合ミッションの搭載を前提としており、最大電力13kW級、質量5トン級の大型バスの適用を想定している。

1. ま え が き

準天頂衛星システムはサービスエリアである日本から見た仰角が70°以上の天頂付近に常に少なくとも1機の衛星を配置し、この軌道の特性を生かした移動体通信・放送・測位等のサービスを提供するものである。サービスの開始時期としては2008年度を想定しており⁽¹⁾、現在、基本事業化計画を確定し、全体システムの基本設計を行うフェーズにある。

本稿では、現在想定している衛星系のシステム構想、及び課題について述べる。

2. 軌道の選定

軌道／衛星配置としては種々の軌道が検討されてきているが⁽²⁾、サービスエリアである日本からの仰角を常に70°以上確保して24時間のサービスを提供すること、複数の衛星でのサービスを考慮した際に異なる衛星への受け渡し(ハンドオーバー)が容易であること等の条件から、図1に示すように、軌道の地上トレースが8の字状である“非対称8の字軌道”を第一候補として検討中である。

この軌道を用いて70°以上の仰角を確保し24時間サービスを行うためには、3機の衛星が必要となる。表1の軌道パラメータに示すように、昇交点が120°ずつ異なる3面の軌道を用い、地上軌跡が同期するように衛星3機を配置し、3機の衛星を8時間ごとにハンドオーバーすることにより、24時間のサービスを実現するものである。

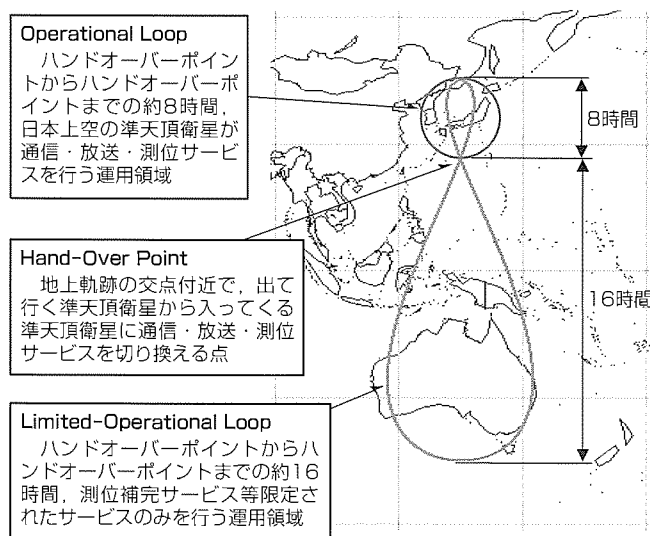


図1. 非対称8の字軌道の地上トレース

表1. 準天頂衛星の軌道パラメータ例

衛星	軌道長半径 (km)	離心率	軌道傾斜角(°)	昇交点赤径(°)	近地点引数(°)	平均近点角(°)
No.1	42,164.17	0.099	45	205	270	120
No.2	42,164.17	0.099	45	325	270	0
No.3	42,164.17	0.099	45	85	270	240

3. 衛星システムへの要求と開発課題

準天頂衛星には、後述するミッション系を搭載し、打ち上げ後1年間の実証期間を含めて13年以上のミッション寿命(設計寿命は15年以上)があることが要求されている。また、打ち上げロケットはH2A標準型を第一候補としているが、海外メーカーのロケット(Delta IV, Atlas V, Proton M等)も代替機の候補としており、準天頂衛星は、これらすべてのロケットとの適合性を持つことが要求される。

さらに、開発期間・リスク・コストの低減、衛星システム規模の最小化、アプリケーション要求に対する柔軟性／拡張性の確保等が要求される。

準天頂衛星特有の軌道条件を考慮すれば、ビームの指向制御、姿勢制御、太陽電池パドル制御、熱制御等は大きく相互に関連しあうため、新たな協調型統合制御方式を導入することにより効率的な制御を行う必要がある。通常の姿勢制御では準天頂衛星軌道から見たサービスエリアの方向及び形状が大きく変動するため、ビームの指向方向をこれに合わせるためにはフェーズドアレーアンテナ(APAA)等を用い複雑なビーム指向制御を行う必要がある。しかし、後述する複数のミッションを搭載する場合、すべてのアンテナをAPAA化するのはコスト、リソース(電力、質量)及び開発リスクの観点で不利である。したがって、新たな衛星の姿勢制御方式を導入することによりサービスエリアの形状変化を最小にする案を検討した。サービスエリアである日本本土の中央近傍(大阪近郊)のビーコン局からビーコン波を送出し、これを衛星に設けられたRFセンサで追尾することにより、常に日本方向を指向させることが可能になる。さらに、軌道計算によるプログラム制御により衛星のYaw軸が回転しないように制御することで、サービスエリアの形状変化を最小にすることができる。上記の姿勢制御を想定した場合の日本列島の形状変化を図2に示す。

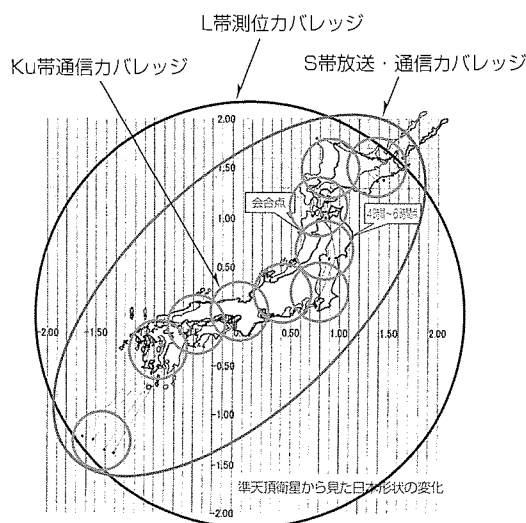


図2. RF追尾+Yaw軸制御によるサービスエリア形状変化の最小化

これにより、通常の固定ビームでサービスエリアをカバーすることができ、複数ミッションの搭載に対応可能な衛星システムが構築できる見処が得られた。さらに、衛星電力の確保のため、太陽電池パドルもセル面を太陽光と極力正対させられるような制御が必要になる。アンテナと太陽電池パドル間の相対角度のオフセット取付け、又はパドルの2軸駆動等の方式トレードオフを実施するとともに、図3に示すような協調型統合制御アルゴリズムの開発を行う必要がある。

また、3機の衛星で24時間サービスを行うためのハンドオーバーについては、ゲートウェイ局、地上端末を含めた総合システムの観点からの検討・開発が必要である。基本的には、端末側には負荷を与えず、衛星/ゲートウェイ間で周波数切換え等の方式でハンドオーバーを行うことを想定している。この場合、衛星側への要求としては、ハンドオーバーが行われる会合点における2衛星の離角(距離)をある範囲内に収め、かつ2衛星が衝突しないように軌道制御することが要求される。一方、搭載される測位ミッションからの要求では、衛星の位置検出(軌道決定)のためには極力軌道制御しないことが要求されており、両者の要求から最適な軌道制御方法を選定することが今後の課題である。

4. 衛星バスへの要求と開発課題

準天頂衛星バスは、既開発の商用衛星用標準バス(DS2000)の技術開発成果を最大限活用することを前提としており、下記のサブシステムにより構成される。

- (1) テレメトリ・コマンド系(TTC)
- (2) 衛星制御系(SCS)
- (3) 電源系(EPS)
- (4) 太陽電池パドル系(SPS)
- (5) 姿勢制御系(ACS)
- (6) 推進系(BPS)
- (7) 構体系(STR)

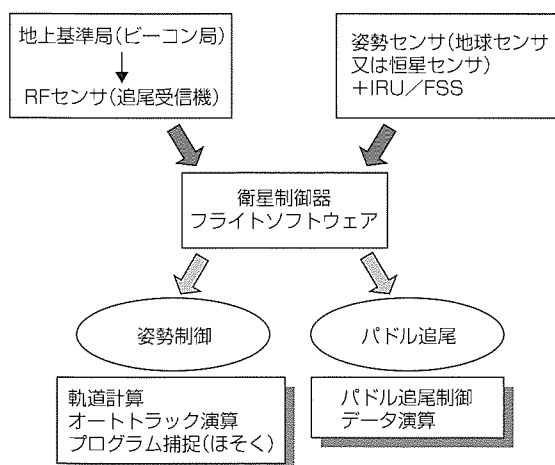


図3. 協調型統合制御アルゴリズムの構想

(8) 熱制御系(TCS)

(9) 計装系(INT)

上記サブシステム(バス機器)の機能システムを図4に示す。

上記のとおりバス系の基本部分は通常の静止衛星と同様の構成となるが、システム要求の項でも述べたとおり、通信・放送・測位サービスを安定的に実施するためのビームの指向制御、姿勢制御、太陽電池パドル制御、熱制御等を統合した協調型統合制御が必要になる。また、大電力化に伴う効率的な排熱機能の具備、及びリチウムイオン電池の採用等による衛星の軽量化等が今後の開発課題である。

5. 搭載ミッションへの要求と開発課題

準天頂衛星では、その高仰角特性を生かし、測位及び移動体向けの通信・放送サービスを提供する。現在想定されているサービスは、以下のカテゴリーに分類される。

- (1) 測位サービス：GPS補完信号送出，補強用データ配信
- (2) 放送サービス：移動体向け放送，車両へのデータ配信
- (3) 小容量通信サービス：テレマティクス通信，緊急通報，運行管理等
- (4) 中・高速データ通信サービス
：防災・警察無線，SNG(Satellite News Gathering)，映像伝送等
- (5) 安全・安心のためのサービス：SHF帯通信

上記のサービスを提供するために準天頂衛星への搭載を想定しているペイロード構成を表2に示す。

また、上記の通信ミッション機器の機能システムを図5に示す。基本的にゲートウェイ局を介するダブルホップ方式を適用しており、衛星側の中継器構成は簡易なスルーリピータ方式で、回線制御等の中枢部分はすべてゲートウェイ局側に持たせたシステムとなっている。

各ミッションに対応するサービスエリアは、図2にも示

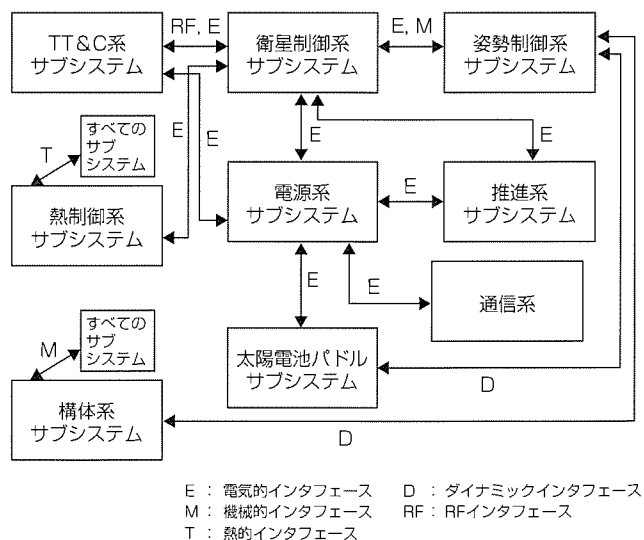


図4. バス機器機能システム
E：電気的インターフェース D：ダイナミックインターフェース
M：機械的インターフェース RF：RFインターフェース
T：熱的インターフェース

図4. バス機器機能システム

表 2. ペイロード構成

周波数帯域	リンク	周波数 (MHz)	用途	備考
L帯	Down	1,575.42, 1,227.6, 1,176.45	GPS (補完)	GPS補完用 (GPS近代化対応周波数と同じ)
	Down	(未定)	測位 (補強)	L帯で確保できない場合は、S帯放送で実施
S帯	Down	2,535~2,630内の 25MHz	放送	周波数・PDF値は、国内/隣国との調整・衛星リソースにより決定
	Down	2,500~2,505, 2,170~2,200内の5MHz	小容量 通信	
		Up		
Ku帯	Down	12.25~12.75GHz	中・高速 データ通信	国内での移動・可搬局割当て12.44~12.75GHz 国内での移動・可搬局割当て14.0~14.4GHz
	Up	14.0~14.5GHz		
	Down	10.7~11.7GHz	フィーダ リンク	フィーダリンクは、Ku/Kaのいずれかを使用する
	Up	12.75~13.25GHz, 13.75~14.00GHz		
Ka帯	Down	18.8~19.7GHz	フィーダ リンク	
	Up	28.6~29.5GHz		
SHF帯	Down	詳細未定	通信	安全・安心のためのサービス (詳細未定)
	Up	詳細未定		

したとおり、測位は日本及び周辺領域、一般の通信・放送は沖縄を含む日本本土、SHF帯は準天頂衛星からの可視範囲全域を想定している。特にKu帯のサービスに関しては、地上端末を小型化するため、衛星側の受信性能(G/T)を極力向上できるようにマルチビームを適用することを想定している。上記ミッションを衛星にフルに搭載した場合のアンテナ搭載図を図6に示す。

上記ミッション系に関しては、周波数の確保、事業性等を考慮して、ペイロードのリソース(電力、質量)が衛星の許容リソース内に抑えられるよう絞っていく必要がある。また、各ミッション系の機器に関しては、極力開発要素の少ない機器を適用するとともに、機器の小型・軽量化を図り、かつユーザーからのニーズにフレキシブルに対応できる機能を持つ通信系構成を検討していくことが今後の課題として挙げられる。特にSHF帯の通信に関しては、APAAを適用したマルチ可動ビームが必要であり、増幅素子(MMIC型HPA)の高効率化、4から8ビームのマルチビームを実現するためのビーム形成回路(BFN)の高密度実装化等が今後の開発課題として挙げられる。

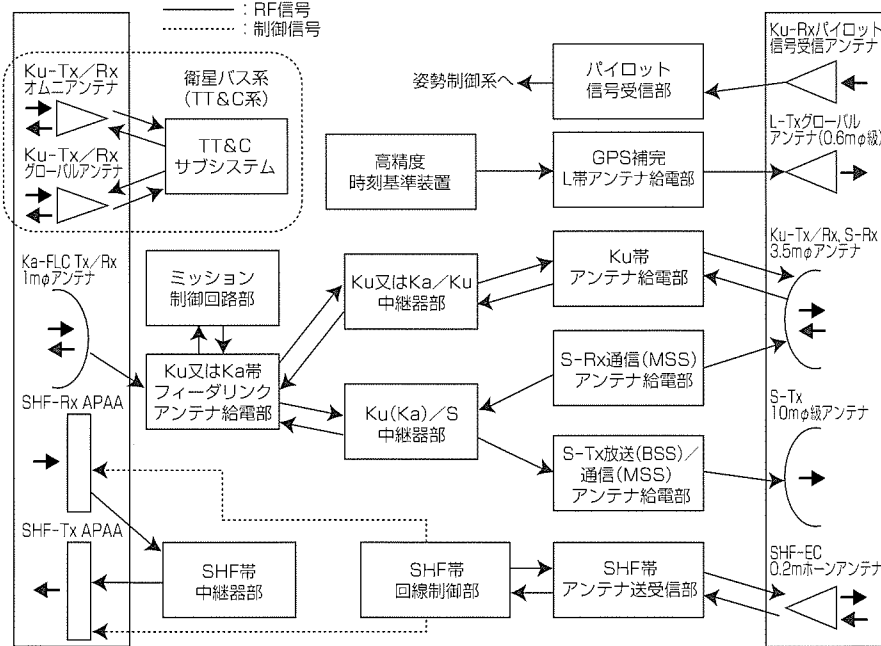


図 5. 通信ミッション機器機能系統

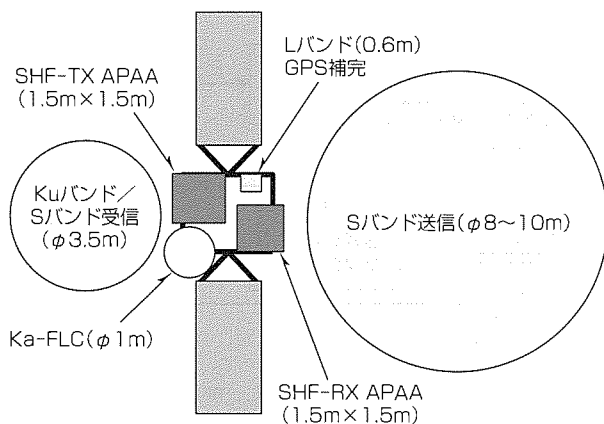


図 6. 天頂衛星へのアンテナ搭載構想図

6. むすび

本稿では、準天頂衛星システムに適用する衛星系に関し、現時点での構想概要と今後の開発課題等について述べた。今後、基本設計を実施していき、設計検討及び試作評価等の開発を通じて衛星の実現性を詰めていく予定である。

参考文献

- (1) Inuma, T. : Quasi-Zenith Satellite System - Seeking for the potential, Asia Pacific Forum, 18 (2002-11)
- (2) Kon, M. : System Overview and Applications of Quasi-Zenith Satellite Systems, 21st AIAA, ICSSC (2003- 4)

準天頂衛星システム — 高精度測位に向けて —

齋藤雅行* 青木 浩***
古川敏雄**
中久喜健司***

要 旨

GPS(Global Positioning System：全地球測位システム)は、現在、カーナビゲーションを始め、携帯電話への応用、測量、地盤監視等で広く用いられている。

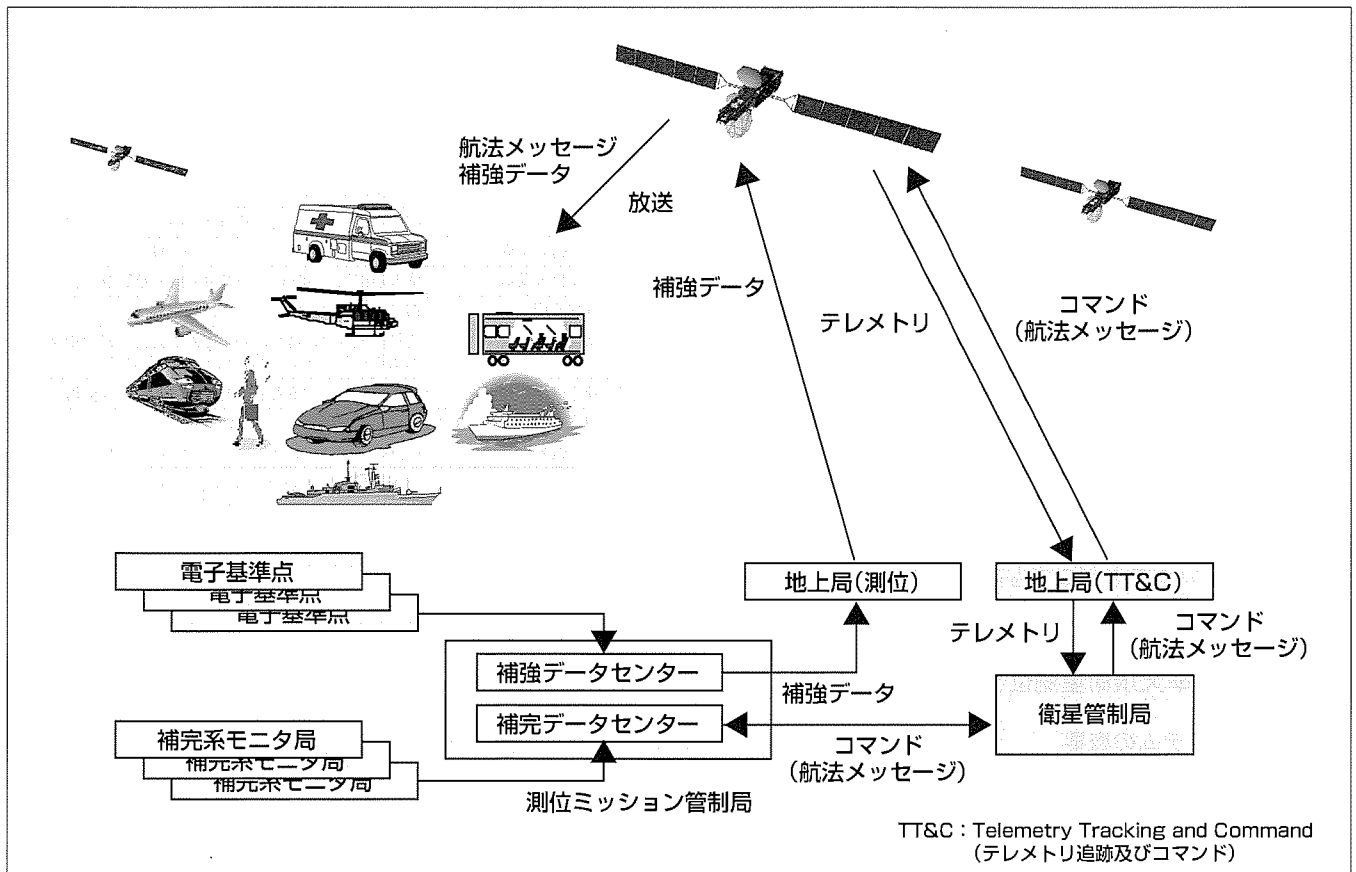
しかしながら、現状のGPS衛星では、時間帯により日本上空の可視衛星数が減少し、かつ、測位精度に大きく影響を与える衛星の幾何学的配置(Geometrical Dilution of Precision：GDOP)が劣化するため、すべての時間帯において高精度でかつ安定な測位ができないのが現状である。

このような問題点を解決するため、GPSに準天頂衛星を組み合わせた測位システムを提案する。準天頂衛星は、常に天頂付近にあるもう1つのGPS衛星としての役割と、測位精度を向上させる補正データを日本全土及び日本近海の

ユーザーに放送する役割を持っている。前者を補完機能、後者を補強機能と呼ぶ。

本稿では、準天頂衛星における測位システムのコンセプトを提案するとともに、準天頂衛星測位システムの効果を現状のGPSの衛星配置を用いて実フィールドでの検証につき述べる。現状のGPS衛星のみの場合に比べ、GPSと準天頂衛星の組合せにより、測位率と測位精度において大幅な改善が確認された。

さらに、準天頂衛星は、測位機能のほか通信と放送の機能を併せ持つので、各種情報に高精度な位置データを付加して多種多様なサービスを提供することが“いつでも”“どこでも”可能となるものと期待される。



準天頂衛星による測位システム構成

準天頂衛星は、ユーザーに対して、常に70°以上の高仰角から、GPSに準拠する信号を放送する補完機能と測位精度を向上させる補正データを放送する補強機能を提供する。ユーザーは、GPS衛星と準天頂衛星に対応する共用の受信機により、現状のGPSでは難しかったビル街や山間部においても、リアルタイムに高精度な測位情報を得ることが可能になる。さらに、高精度な位置情報を基に、新しい複合したサービスの実現が可能になる。

1. ま え が き

GPSは、米国が開発した人工衛星を用いた位置測定システムで、現在、カーナビゲーション、測量、地盤監視等で用いられている。GPSにおける位置測定の原理は、GPS衛星から送信される信号を測定点で受信して、GPS衛星と測定点との距離を求め、三辺測量の原理で測定点の位置を求めるものである。測定点の座標値(x, y, z)と受信機時計誤差を未知数として求めるため、測位するためには通常4機の衛星が必要となる。現状のGPS衛星は6つの軌道面に各々4機配置の合計24機の衛星と予備の衛星が地球を周回しているが、時間帯により日本上空での可視衛星数が減少し、測位精度に影響する衛星の幾何学的配置(GDOP)が劣化する場合があります、高精度でかつ安定な測位がすべての時間帯でできないのが現状である。測地・測量等では最適な観測時間をあらかじめ選定し、またカーナビ等ではマップマッチングで最終的位置決めを行うなど、現状のGPSで工夫しながら測位しているが、更に高精度・高信頼性が要求される車両、鉄道、航空機、船舶等の各種移動体の位置管理システムを現状のGPS測位のみで構築するには問題がある。

このような問題を解決するために、現状のGPSに準天頂衛星を付け加えた測位システムを考える。準天頂衛星は、常に天頂付近にあるもう1機のGPS衛星としての役割とともに、測位精度を向上させるための補正データを日本全国及びその近海の利用者に放送する役割を併せ持っている。前者を補完機能、後者を補強機能と呼ぶ。特に、日本の都市部においては、捕捉(ほそく)可能なGPS衛星が高層ビルに遮られて制限されるので、常時高い仰角にある測位衛星があれば遮られることがないので都合が良く、そのための衛星として準天頂衛星が適している。準天頂衛星がGPS衛星と同様の測位信号を送信すれば、GPSと組み合わせて運用することで、可視範囲内においてGDOPが改善される。同時に、準天頂衛星から補正データを放送すれば、ビル街や山間地でも受信可能であるので、いつでもどこでも高精度測位サービスが受けられるようになる。

2. 準天頂衛星測位システム

2.1 測位システムの概要

準天頂衛星を利用した測位システムの仕様案を表1に示す。準天頂衛星は、測位システムにおいて補完機能と補強機能を持っている。補完機能としては、GPS衛星と同様の測位信号を送信する。また、補強機能としては、アプリケーションに応じて、サブメータ級(<1m)、デシメータ級(<20cm)、センチメータ級(<2cm)の測位精度を実現する補正データ

を放送する。

地上の補完系モニタ局は、各衛星の測位信号を常時モニタし、受信データを通信回線を介して補完データセンターに伝送する。補完データセンターで各衛星の軌道決定や時刻管理を行い、航法メッセージを作成する。地上の電子基準点は、各衛星から送られる測位信号を観測し、観測データを補強データセンターに伝送する。補強データセンターでは、各基準局で観測したデータを用いて補正データを作成する。航法メッセージや補正データは、地上局から準天頂衛星へ向けてアップリンクされる。

利用者は、GPS衛星と準天頂衛星から送られる測位信号を観測するとともに、準天頂衛星から送られる補正データを受信して測位を行う。準天頂衛星は測位信号の送信を行うとともに補正データの放送も行うことが特長である。

2.2 衛星軌道

準天頂衛星の軌道諸元を表2に示す。ケース1は、準天頂衛星3機構成で非対称8の字軌道を取り常に70°以上の高仰角を確保する軌道配置である。ケース2は、北方での配置が手薄なGPSに配慮した軌道配置である。

図1は準天頂衛星の地表面上の軌跡であり、図2は北緯35°、東経136°の地点から見た天空軌跡である。また、図

表1. 準天頂衛星測位システムの概略仕様(案)

区分	機能	内容
準天頂衛星	補完信号放送	L1(1575.42MHz), L2(1227.60MHz), L5(1176.45MHz)
	補強信号放送	Sバンド: 検討中
補完データセンター	軌道決定	可視GPS衛星の軌道決定と予測 準天頂衛星の軌道決定と予測
	時刻管理	GPS時刻と準天頂衛星時刻との同期
	補完信号生成	軌道予測から航法メッセージの生成
補完系モニタ局	補完信号受信	準天頂衛星とGPS衛星の擬似距離と搬送波位相の観測
	時刻同期	衛星とモニタ局間の双方向時刻同期
補強データセンター	補正信号生成	衛星位置誤差, 時計誤差, 電離層遅延, 対流圏遅延, 面補正パラメータ, 基準点データ等の生成
電子基準点	補完信号受信	準天頂衛星とGPS衛星の擬似距離と搬送波位相の観測
地上局	補完信号アップリンク	Kuバンド(TT&C): 検討中
	補強信号アップリンク	Kuバンド(ゲートウェイ): 検討中

TT&C: Telemetry Tracking and Command
(テレメトリ追跡及びコマンド)

表2. 準天頂衛星の配置諸元

	機数	軌道長半径	離心率	軌道傾斜角	近地点引数	遠地点直下経度	昇交点赤経
ケース1	3機	42,164km	0.1	45°	270°	135~137°E	120°間隔
ケース2	2機	42,164km	0.36	52.6°	270°	135~137°E	180°間隔

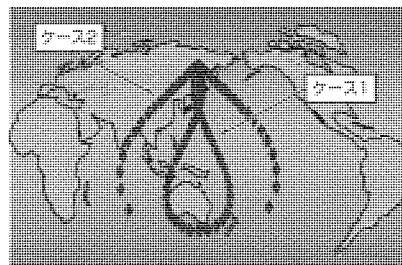


図1. 準天頂衛星の地表面軌跡

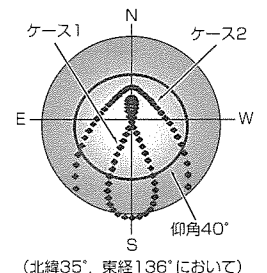


図2. 準天頂衛星の天空軌跡

3は、GPS衛星のみの場合と、GPS衛星と準天頂衛星による場合の、GDOPの時間変化を示したものである。GDOPは衛星配置の良否を示すパラメータで、値が小さいほど測位性能が良い。GPS衛星のみの場合では1日のうちの数時間GDOPが劣化し測位に不都合な時間帯があるが、準天頂衛星を追加することによりGDOPの値が改善され、全時間帯にわたり測位可能となる。

図4は、GPSのみの場合と、GPSにケース1の準天頂衛星を追加した場合についてそれぞれ仰角40°以上に見える衛星数の時間変化を示したものである。仰角40°は、一般的都市近郊において天空を見通すことができる仰角である。GPS衛星のみの場合では仰角40°以上の天空に衛星が4機ある時間帯は1日のうち1/5程度しかないのに対し、準天頂衛星を追加することにより全時間帯にわたり4機以上の衛星が見えることが確認できる。

2.3 測位信号

(1) 補完信号

準天頂衛星を利用した測位はGPS衛星と併せて用いることを前提としており、利用者は1つの受信機でGPS単独以上の測位精度や有効性・信頼性を確保できる。

図5に、GPS測位信号の近代化の流れを示す。準天頂衛星から送信される測位信号の周波数は、L1帯のほかに、GPS近代化の流れに沿ってL2帯やL5帯にも対応してい

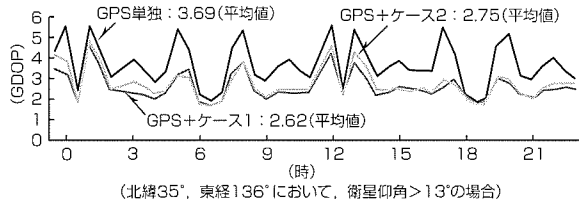


図3. GDOPの時間変化

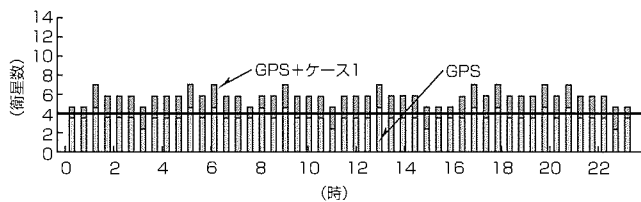


図4. 仰角40°以上の可視衛星数

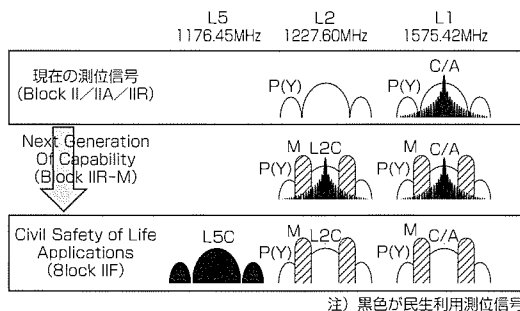


図5. GPS測位信号の近代化の流れ

く。また、コード系列に対しても、コード長やコードパターンに関してGPSとの共用性に配慮する。航法メッセージについては、測位計算に必要な各種データのほかに、地上からアップリンクされる補正データを測位信号に重畳する。また、送信電力については、当該周波数帯の電波との干渉に十分配慮し、国際機関等において調整して決定する。

(2) 補強信号

補強信号は、日本全国に展開されている国土地理院の電子基準点の活用を検討している。電子基準点で得られたGPS衛星と準天頂衛星の測位信号を用いて、補強データセンターで補正データを生成する。補正データの内容は、衛星位置誤差、時計誤差、電離層遅延、対流圏遅延、面補正パラメータ、基準点データ等である。準天頂衛星は、利用者に対して、各種サービスに対応した補正データを配信する。

準天頂衛星による高精度測位補正サービスとして、サブメータ級、デシメータ級、センチメータ級を計画中である。想定するアプリケーションは、サブメータ級は高精度カーナビや歩行者ナビなど、デシメータ級は精密運行管理や精密農業など、センチメータ級は測地や測量などである。

ユーザー端末は、GPS信号を受信する機能のほかに、準天頂衛星補完信号と補正データを受信する機能が必要になる(表3)。

3. 準天頂衛星による効果の事前検証

現状のGPS衛星のみの場合では測位に適しない時間帯が存在するが、準天頂衛星が常に天頂付近に存在することにより、すべての時間帯において測位が可能になるとともに、GDOPが改善され測位精度が向上する。この準天頂衛星による効果を、実際のフィールドで試験を行い事前検証した。GPS衛星が天頂付近に近づいた時に、このGPS衛星を準天頂衛星とみなし、そのありなしの各々の場合について測位精度を実測し、準天頂衛星の効果を評価した。測位方式としては、センチメータ級の測位が可能なRTK-GPS(Real-time kinematic-GPS)方式とFKP(Flächen Korrektur Parameter: 面補正パラメータ)を用いた。FKP方式は、従来のRTK-GPSを発展させ、短基線(最大10km)であった基準点から測定点までの距離を拡大しても高精度測位が可能となる方式である。3つ以上の基準点の観測情報から基準点で囲まれる広域な領域に共通な補正データとして

表3. 準天頂衛星による高精度測位補正サービス(案)

サービス名称	移動体速度	測位精度	ユーザー端末仕様	アプリケーション
サブメータ級	低速~高速移動体に対応可能	1m以下(2 drms)	1周波コード受信	カーナビ、歩行者ナビなど
デシメータ級	低速~中速移動体に対応可能	20cm以下(2 drms)	1~2周波キャリア受信	精密運行管理、精密農業など
センチメータ級	静止~低速移動体に対応可能	2cm以下(2 drms)	2~3周波キャリア受信	測地、測量など

2 drms: 2 dimensional root mean squares (水平位置精度を規定する一手法)

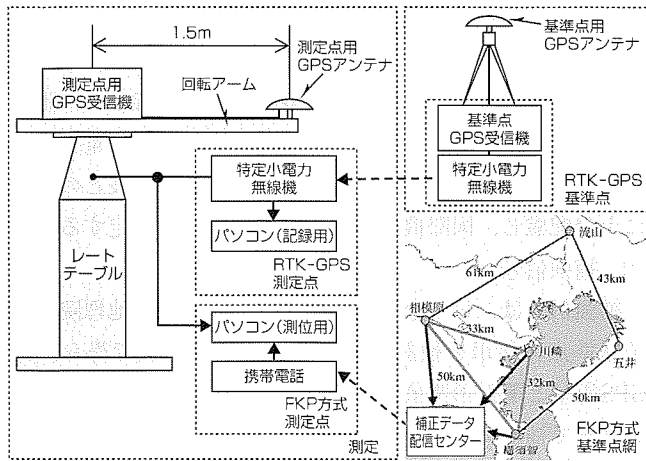


図 6. 精度確認評価システム

表 4. 準天頂衛星による測位精度改善

測位方式	準天頂衛星	測位誤差(m)	測位誤差の比	GDOP	GDOPの比
RTK-GPS	あり	0.0054	0.87	1.31	0.39
	なし	0.0062	1.00	3.40	1.00
FKP方式	あり	0.0042	0.60	3.23	0.61
	なし	0.0070	1.00	5.31	1.00

FKPを生成し、放送形式で測定点に転送して誤差を補正することにより高精度測位が可能になるため、準天頂衛星による補強システムには最適な方式である。

3.1 測位精度

(1) 精度確認評価システム

測位精度を確認するための評価システムを図6に示す。測位方式は、RTK-GPSとFKP方式を用いた。測定点では、1.5m長の回転アームに測定点GPSアンテナを搭載して回転させ、回転中のアンテナの位置を測定した。RTK-GPSでは、あらかじめ高精度に位置を測定した1つの基準点に基準点用GPSアンテナを設置し、観測されたキャリア位相データを特定小電力(特小)無線機で測定点に伝送する。測定点では、測定点用GPS受信機内蔵のRTK-GPS測位機能で回転中のアンテナの位置を求める。FKP方式では、相模原、横須賀、川崎に設置された各基準点の観測データから、補正データ配信センターでFKPデータを生成し、さらに補正データ配信センターから携帯電話を介して測定点に伝送する。測定点では、FKPデータと測定点用GPS受信の観測データから測位用パソコンで位置を計算する。

(2) 測位精度の改善

測定結果を表4に示す。回転アームを回転させながら、RTK-GPSとFKP方式を用いて測位した場合の誤差を求めた。表から、準天頂衛星を追加することによりRTK-GPSとFKP方式の双方においてGDOPと測位精度が改善することが確認できる。

3.2 測位率の改善

図7は、自動車の屋根にGPSアンテナを載せ、市内を走



(a) 準天頂衛星なしの場合(測位可能率: 69%) (b) 準天頂衛星ありの場合(測位可能率: 93%)
(東京都内霞が関周辺での走行実験結果)

図 7. 準天頂衛星による測位可能率の改善

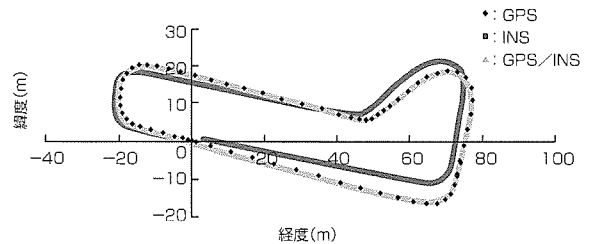


図 8. GPS・INS複合航法の効果

行して測位を行った結果である。図中帯状の黒丸で示した点が測位できたことを示す。場所は、代表的高層ビル街である東京都霞が関周辺である。図中の測位可能率は、全測定時間に対して測位解が得られた時間の比率を示す。準天頂衛星なしの場合に較べて、準天頂衛星ありの場合の方が測位率が向上することが確認できる。

3.3 移動体への適応性検討

準天頂衛星を用いても、既存のGPS衛星が不可視となる場所が存在するため、100%完全な測位率の達成は困難である。さらに、GPS測位は、測位のサンプリング間隔、補正データの通信や測位計算のための遅延等の課題がある。そこで、慣性センサを用いたINS(Inertia Navigation System)を複合させることにより、更なる測位性能の向上が可能となる。図8にGPS・INS複合航法の効果を示す。この実験は、テストコースにおいて40km/hの速度で走行したときのものである。GPS測位の欠点である測位の遅延と、INSの欠点であるIMU(Inertia Measurement Unit)のドリフトによる測位精度の劣化を、GPS測位とINSを複合することにより解決できる見通しを得た。

4. むすび

以上述べたように、現状のGPS衛星のみの場合に比べ、GPS衛星と準天頂衛星を組み合わせた測位システムを構築することにより、測位精度や測位率等の性能が大幅に改善できることが見込まれる。

また、準天頂衛星は、測位機能のほか、通信と放送の機能を併せ持つので、各種情報に高精度な位置データを付加して多種多様なサービスを提供することが“いつでも”“どこでも”可能となるものと期待される。

宇宙インフラ構築への 当社の取り組み概況

寺西知幸* 中村悦造*
中村太一** 田中周作**

要旨

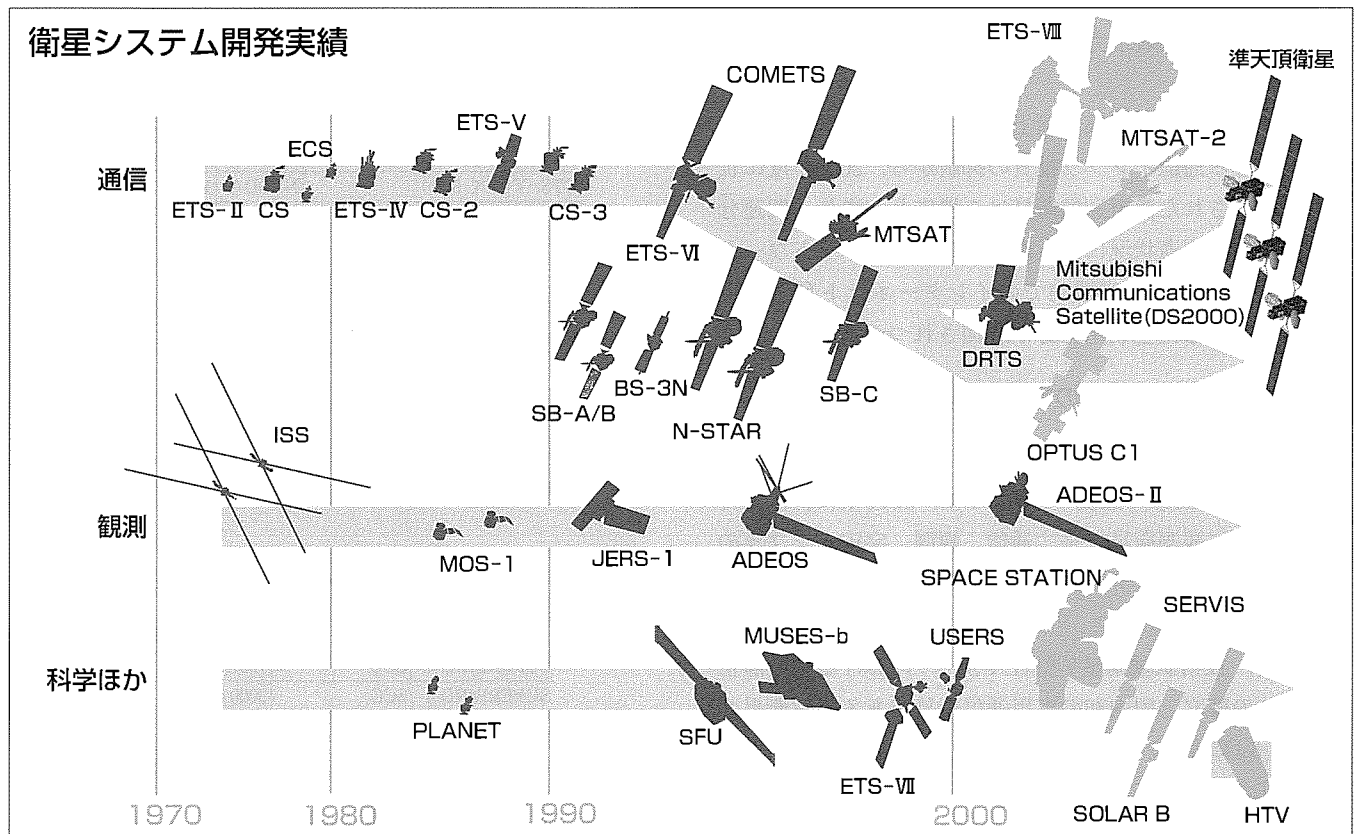
三菱電機の宇宙開発は、宇宙開発事業団(NASDA)から受託した電離層観測衛星(うめ)を皮切りに(1976年打ち上げ)、技術試験衛星(ETSシリーズ)、通信衛星(CSシリーズ)、観測衛星(JERS-1, ADEOSシリーズ)等において主契約者として衛星の開発設計、製作を行ってきた。また、宇宙実験・観測フリーフライヤー(SFU)も手掛け、1995年には若田宇宙飛行士による回収後の確認試験を当社鎌倉製作所で実施している。

当社は、海外衛星メーカーとの相互協力により、宇宙通信のスーパーバードシリーズや、Singtel Optus社のOptus C1といった衛星通信事業者の実用衛星も手掛けている。また、宇宙開発事業団から主契約者として受注したデータ中継技術衛星(DRTS)や、技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)の開発で培った技術をベースに標準衛星バスDS2000の開発

を行い、運輸多目的衛星2号機(MTSAT-2)に適用し、今後、準天頂衛星システムや、他の商用衛星システムへの適用を計画している。

人工衛星利用は、環境監視、国民の安心・安全の確保、災害時も見据えた社会基盤の安定に極めて有効である。また、放送や移動体通信利用のほかに、地上通信インフラと相互補完的な役割として、離島を始めとする過疎地域も含めた高速通信回線や、地震等の災害発生時に地上インフラが大きな被害を被ったときの代替手段を担っている。

今後の人工衛星に期待される高品質・高速通信、観測精度の向上といった更なる高性能化や小型・低コスト化には、要素技術の開発や軌道上実証が必要であることは言うまでもなく、様々な機会をとらえた効率的な技術開発を進める。



当社の宇宙開発の取り組み

ISS以来数多くの衛星をシステムプライムメーカーとして手掛け、通信、観測、その他の衛星を、実用官需、商用、R&Dの分野で手掛けている。

1. ま え が き

1.1 日本の宇宙開発状況

我が国の衛星開発は、1990年代にスーパー301条に絡んだ日米合意の結果、一時的には研究開発を主眼とした衛星計画に重点が置かれ、実用又は商用に人工衛星を使用した通信・放送、気象観測は、実質的には海外メーカーからの衛星調達という形で継続されていた。このため、政府機関が開発できる衛星は、研究開発(R&D)衛星に限られてきた。さらに、ロケット打ち上げ失敗が相次ぎ、一時期は衛星開発が停滞した。

2001年以降、H-II Aロケットの4機連続の打ち上げ成功により、停滞していた日本の衛星打ち上げも再開されつつあるも、宇宙開発予算の縮小により、新規開発に着手される衛星の数が減少気味である。

1.2 世界の宇宙開発の状況

国際宇宙ステーションの建設は16か国が参加する国際協力プロジェクトとしてスタートし、米国や世界経済動向の影響から再三の延期に加え、スペースシャトル“コロンビア号”の事故により更なる停滞が懸念されつつあるものの、人の常駐は継続されている。

一方、欧州では、独自のGPSシステムを構築するためにガリレオ計画が推進中であり、また、衛星大型バスを開発する等、宇宙産業競争力強化のための政府予算投入が活発化してきている。

また、衛星通信事業は、地上インフラの整備進展と、世界不況による通信インフラ投資の抑制から、2002年度に世界中で取引された商用通信衛星は5機にとどまり、関連分野まで含めた停滞状況にあるが、ユビキタスネットワークをキーワードに、航空機内でのインターネット利用実現(CBB)等新たな衛星利用分野が展開されつつある。

2. 当社の宇宙開発実績

2.1 当社実績

当社は“100.00%の品質”の理念の下、1976年に打ち上げられた電離層観測衛星以来、通信、観測、宇宙インフラの各分野におけるシステムメーカーとして日本の宇宙開発事業に貢献してきた。

この間、技術試験衛星V型(ETS-V)における国産静止衛星バスの確立、国内初の実用通信衛星である通信衛星3号(CS-3)の開発、スペースシャトルで回収されたSFUで対有人安全仕様の実現等、主要衛星システム、宇宙機の開発を実現してきた(表1)。

一方で、技術試験衛星VII型(ETS-VII)でのランデブドッキング技術や各種衛星搭載センサなど中核的ミッション技術力を多数持っており、国内外から高い評価を得ている。

2.2 現在の衛星プロジェクト状況

H-II Aロケットによる打ち上げ再開後、2002年度にはDRTS、次世代型無人宇宙実験システム(USERS)、環境観測技術衛星(ADEOS-II)、そして情報収集衛星(光学衛星、及びレーダ衛星)が成功裏に打ち上げられた後、現在軌道上で運用されている(表2)。

例えば、ADEOS-IIで取得した地表面の画像データをDRTSを経由して日本に送信する、いわゆる衛星間通信技術は、地球の裏側で取得した画像もリアルタイムで日本に伝送できることから、今後の宇宙ネットワークインフラに大きな変革と発展をもたらすものと期待されている。

3. 当社の提案する宇宙開発戦略

3.1 当社の宇宙開発の考え方

昨年度成功裏に打ち上げられたDRTS、USERS、ADEOS-II等計5機の衛星及び現在開発中である約10機の衛星の主契約者として我が国の宇宙開発の一端を担って

表1. 当社がプライムとして携わった人工衛星プロジェクト一覧<開発完了分>

プロジェクト	客先	打ち上げ年月日
ISS(うめ)	NASDA	1976.2.29
ETS-II(きく2号)	NASDA	1977.2.23
CS(さくら)	NASDA	1977.12.15
ISS-b(うめ2号)	NASDA	1978.2.16
ECS(あやめ)	NASDA	1979.2.6
ECS-b(あやめ2号)	NASDA	1980.2.22
ETS-VI(きく3号)	NASDA	1981.2.11
CS-2a(さくら2号a)	NASDA	1983.2.4
CS-2b(さくら2号b)	NASDA	1983.8.6
ETS-V(きく5号)	NASDA	1987.8.27
CS-3a(さくら3号a)	NASDA	1988.2.19
CS-3b(さくら3号b)	NASDA	1988.9.16
JERS-1(ふよう1号)	NASDA	1992.2.11
SUPERBIRD B(1号機)	SCC	1992.2.26
SUPERBIRD A(2号機)	SCC	1992.12.1
SFU (スペースフライヤーユニット)	USEF ISAS NASDA	1995.3.18
ADEOS(みどり)	NASDA	1996.8.17
SUPERBIRD C	SCC	1997.7.28

表2. 現在の衛星プロジェクト状況

プロジェクト	客先	打ち上げ年月日
SUPERBIRD C	SCC	1997.7.28
SUPERBIRD 4	SCC	2000.2.18
DRTS	NASDA	2002.9.10
USERS	USEF	2002.9.10
ADEOS-II	NASDA	2002.12.14
OPTUS-C1	OPTUS C&W	
SERVIS-1	USEF	
ETS-VIII	NASDA	
MTSAT-2	MLIT	
SOLAR-B	ISAS	
SERVIS-2	USEF	
HTV	NASDA	

きた当社が今後とも我が国の宇宙開発・利用事業に継続的に貢献し続けていくためには、以下の3分野のバランスある基盤構築を推進していかなければならないと考えている。

● ナショナルセキュリティ・観測分野

観測衛星システムを柱とする観測・リモートセンシング事業

● ユビキタスネットワーク社会インフラ分野

準天頂衛星システムを柱とする商用衛星事業

● 基盤的分野

部品・コンポーネント等要素技術開発、科学衛星や宇宙実証機等宇宙開発事業の基盤技術やノウハウを蓄積するための技術開発

(1) ナショナルセキュリティ・観測分野

昨今の我が国を取り巻く国際情勢の変化に伴い、国民の“安心”“安全”への要求は高まりつつある。同時に、環境問題に関しても、京都議定書による温室効果ガス排出規制及び地球サミットにおけるODAによる環境協力等の声明を背景に、文部科学省・宇宙開発事業団は、観測・リモートセンシング事業については、今後、環境行政として国が継続して取り組む事業としてとらえている。当社としても地球資源衛星1号(JERS-1)、地球観測技術衛星(ADEOS)、ADEOS-IIや、実用観測衛星の主契約者としての実績を基に国家インフラとしてデータ取得の継続性を踏まえ、社会安全(=国民の安心・安全)及び地球環境監視の観点から観測システムシナリオの構築と提案を行い、安全で安心できる社会構築の一端を担っていく。

(2) ユビキタスネットワーク社会インフラ分野

宇宙産業市場が欧米と比べて大きくない我が国の中にあって、当社の国際競争力を高めていくためには、官需衛星分野だけでなく、商用衛星分野での地位の確立も必要であると考えます。

当社は、1998年に日本の衛星メーカーとして初の商用衛星(OPTUS-C1)を主契約者として受注したのに引き続き、2000年にはユビキタスネットワーク社会インフラに欠かせない気象・航空管制分野においても運輸多目的衛星2号(MTSAT-2)を主契約者として受注した。これらの経験を生かして継続的な商用衛星市場開拓を目指していくため提案活動中である。

また、総合科学技術会議で昨年6月に了承された“質の高い移動体通信と測位情報の提供が可能となる準天頂衛星システムの開発・整備を官民の連携の下に推進する”という政府の方針の下、民間側においても、新たなビジネス機会の創出による経済活性化を期待して、昨年11月に日本経済団体連合会を中心に新衛星ビジネス㈱が設立された。当社は、DRTS、ETS-VIIで培った技術を基に、新衛星ビジネス㈱の主要株主として準天頂衛星システムについても提案活動を行っている。このシステムを社会基盤として位置

付け、早急に整備を図る。

(3) 基盤的分野

宇宙空間に位置する人工衛星の利用は環境監視、国民の安心・安全の確保、災害時も見据えた社会基盤インフラの安定に極めて有効であることから、宇宙開発・利用産業は、技術立国日本が欧米と互していくために必要不可欠な産業である。

一方で、宇宙開発・利用事業の基盤となる要素技術開発や軌道上実証機会の確保は、民間の自助努力を超えるものであり、国による産業育成支援が望まれるものである。

基盤的分野として、当社は、特に以下の開発等につき、国による支援が望まれると考える。

- 宇宙産業の基本要素となる部品及び小型高性能コンポーネントの開発
- 低コストで、グローバルネットワークにも使用可能な小型衛星の開発
- 国際協調プロジェクトである宇宙ステーション用の補給機(HTV)の早期実証(運用フェーズへの移行)
- 社会安全、地球環境監視に貢献する将来科学観測技術の開発

当社としては、これらの基盤的分野を通して培った技術を“ナショナルセキュリティ・観測”分野及び“ユビキタス社会インフラ”分野へ展開・活用していくことが、我が国の安全で豊かな社会の創出と技術力による国際協力関係強化につながるものと確信している。

3.2 産業化・商業化に向けた提言

宇宙にかかわる事業が産業として自立していくには、技術実証の継続と国際競争力の強化・維持が必要である。欧米では、宇宙政策や開発計画において、安全保障、科学技術能力の向上及び産業競争力の強化・維持を重要な目的と位置付けており、政府主導又は政府と民間が一体となって宇宙開発が推進されてきている。また、政府の需要を通じた実証、信頼性の獲得による国際競争力の強化・維持が実施され、産業化が図られるとともに、政府系機関がアンカーテナントとなって基盤的需要を維持し、民間企業が自己責任で事業展開を行うことで商業化が図られてきた。

(1) 産業化・商業化に向けたロードマップ

我が国の宇宙開発及び利用が産業として自立していくには、宇宙空間を利用することの優位性が保たれた上で、宇宙政策を総合的に検討・立案し、研究開発から利用まで視野に入れた総合的な宇宙開発利用政策の基本戦略を策定することがますます重要なものとなっている。

その中で産業化を目的とした短・中・長期の方針を明示し、その下に産業化を視野に入れた宇宙開発利用を推進するために、概念検討、開発研究、設計・開発・試験、生産、運用、これらの成果を基盤とした宇宙産業の育成と利用の拡大等のすべてにわたり政府横断的なロードマップを設定

することが必要であり、当社も積極的な提案を行っていく。

このロードマップの重要なポイントの一つは、官民の役割分担が明確にされ、欧米と同様に官民が同じベクトルの下に連携を強化していくものでなければならない。

(2) 産業化・商業化への取り組み

宇宙事業の産業化と商業化は密接なかかわりがあり、宇宙空間を利用した事業が、衛星の持つ特長(広域性, 同報性, 移動性, 耐災害性)を生かし、通信・放送, 測位, 観測等の各種衛星や地上システムを組み合わせた陸海空に次ぐ第4のインフラとして商業利用を成立させねばならない。産業化が成立すれば、衛星需要基盤ができ、事業の裾野(すその)の拡大とともに商業化が図られることになるが、それぞれが打破しなければならないハードルがある。

産業化のハードルは、旺盛(おうせい)な需要確保とともに、宇宙空間を含む衛星性能の実証を伴う多大の開発費や打ち上げも含めた事業化までの多大のリスクを要する。このことは、宇宙開発の初期から認識され、政府主導の開発がなされているも、欧米に比べると実証機会は少ない。したがって、宇宙空間利用事業が、環境観測, セキュリティ, 災害時の地上インフラのバックアップといった面で、優位性を発揮できることを生かして、政府や公共機関の利用を基盤とすることが産業実現の足掛かりの一つとなる。

一方、商業化のハードルは、民間主体の需要喚起が不可欠であり、移動体へ高精度な位置情報等をシームレスに伝達できるといった特長を生かし、魅力あるサービスやコン

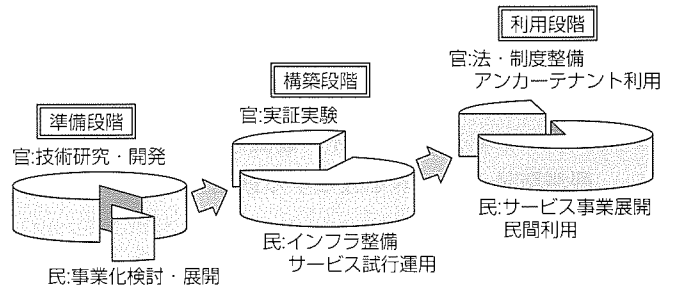


図1. 新しい官民役割分担イメージ

テンツを提供できるビジネスモデルの構築を考えていかねばならない。

こうした状況を打破するためには、官民が役割を分担した上での取り組みが必要となる。

(3) 産業化に向けた新たな官民連携の在り方

宇宙の産業化に向けた官民連携の在り方については、宇宙開発プロジェクトごとにその役割分担を検討する必要があるが、基本的には政府(官)は開発及び事業化までのリスクを、民間は事業化リスクを負うことであり、図1のようなイメージとなる。

4. む す び

宇宙産業の国際競争力の強化・維持と国民の社会・経済的要請にこたえる宇宙インフラの整備の重点的な位置付けが重要であり、これが国民の安全・安心確保や利便性向上につながっていくことになる。

商用衛星システム“DS2000”

世古博巳*
関根功治*
内田洋一*

要旨

三菱電機が主契約企業として開発を担当している宇宙開発事業団(NASDA)のETS-VII開発成果をベースとして、実用衛星への適用を考慮した13kW級静止衛星用標準バス“DS2000”の開発を行っている。この開発では、標準バスとしての更なる市場競争力向上のため、ペイロード(通信機器等)の搭載能力向上に必要な開発を行っている。

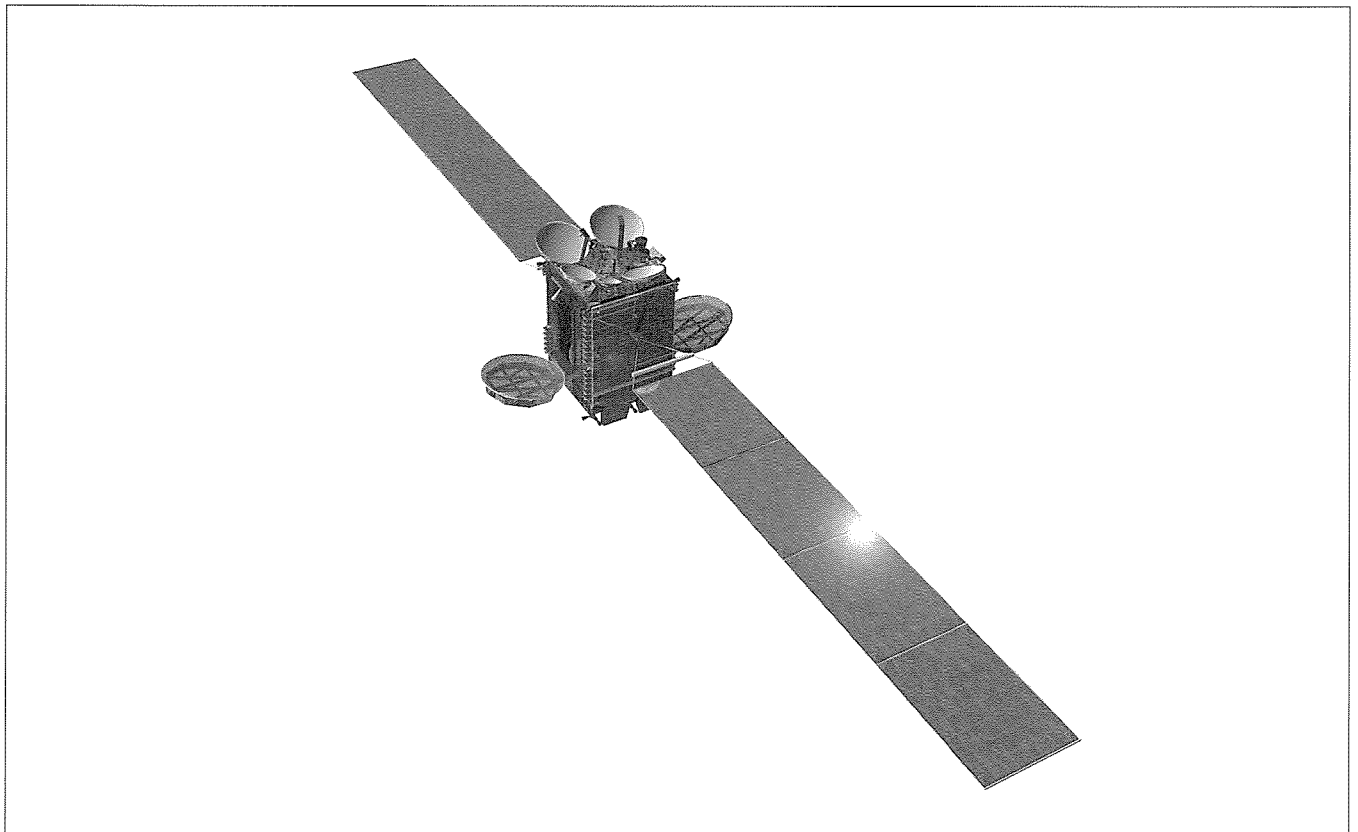
本稿では、DS2000の設計における目標設定について述べ、競争力強化のために実施している技術開発の例を紹介している。

競争力強化のために当社が開発しているLi-ionバッテリー

ーを標準搭載とし、バッテリーの小型軽量化を図っている。製造工期短縮のために構体系の組立て手順にフレキシビリティを持たせ、部品の入着遅れに対してスケジュール遅延を生じることなく工程を進められるようにした。

また、100Vの高電圧で使用する太陽電池パドル系では放電破壊が問題となるが、設計に盛り込まれた対策により放電破壊を生じないことを検証した。

当社ではDS2000バスを擁して衛星事業を展開しているが、今後、商用通信衛星や準天頂衛星への展開を行っていく。



DS2000の実用衛星へ適用例の軌道上運用時のコンフィギュレーションを示す図

1. ま え が き

当社が主契約企業として開発を担当している宇宙開発事業団(NASDA)のETS-VII開発成果をベースとして、実用衛星への適用を考慮した13kW級静止衛星用標準バスDS2000の開発を行っている。この開発では、標準バスとしての更なる市場競争力向上のため、ペイロード(通信機器等)の搭載能力向上に必要な開発を行っている。

なお、個々の要素技術については昨年(2002年)に打ち上げられたデータ中継技術衛星DRTSの実績に基づいている。また、運輸多目的衛星新2号(MTSAT-2)には、ETS-VIIの開発実績を最大限に活用しつつ、ミッション要求に合わせてDS2000の開発成果を部分的に採用している。

ETS-VIIの開発に着手した1997年の時点ではマルチメディアブロードバンド通信サービスを視野に入れた衛星電力が20kWを超える大型のハイパワー衛星の需要が拡大すると予測されていたが、その後の世界的経済の退潮に伴い、現状では従来衛星の代替需要が中心となっている。この衛星市場の動向とETS-VIIをベースとするDS2000バスと他の競合する衛星バスとの比較を行い、競争力の発揮できる衛星規模をターゲットレンジとした。

現状の商用静止衛星の打ち上げ予測を図1に示す。また、DS2000と他の競合する衛星バスとの比較を図2に示す。

また、DS2000開発の流れと今後の展開を図3に示す。

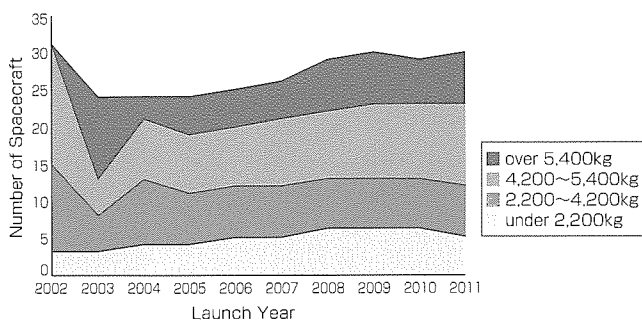


図1. 商用静止衛星の打ち上げ予測

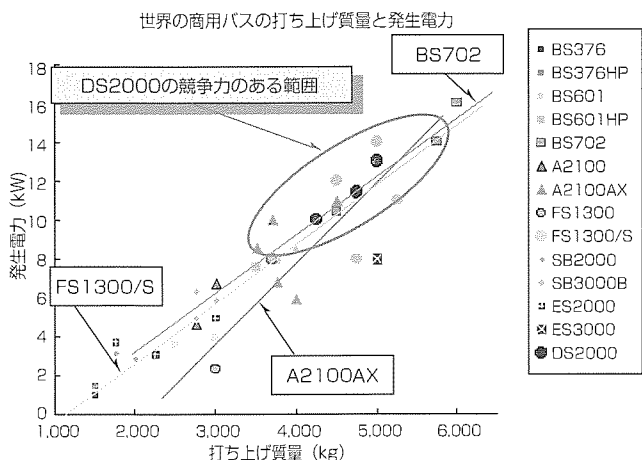


図2. DS2000ターゲットレンジ

2. DS2000システムの主要諸元

DS2000システムの主要諸元は次のとおりである。

- (1) 打ち上げ質量：5,000kg max.(重心高さ2m以内)
- (2) ロケット適合性：H-II A, ARIANE5, DELTA-IV, Atlas-V, SEA Launch ほか
(アダプタは1666MA型, フェアリングはφ4m/φ5m級)
- (3) 衛星電力：13kW max.(太陽電池発生電力としては15kWmax.)
- (4) 設計寿命：軌道上15年3か月(軌道上運用期間15年, オービットレイジング, IOT, デオービットを含む。)
- (5) 搭載ペイロード：以下のものを想定
 - 通信系ペイロード(ハイブリッド搭載可能)
各種バンド帯(Ku, Ka, C, L, S, X等)
 - 観測系ペイロード(気象ミッション等)
 - 測位系ペイロード
- (6) 衛星運用：衛星運用の最大限の自動化・自律化の実現による地上からの運用支援負荷軽減を図る。

3. DS2000開発状況

DS2000バスはETS-VII開発の成果をベースとして実用衛星への適用をねらっているが、市場競争力向上のため、標準バスとしての更なる進化を遂げるため、当社独自で開発を継続している。以下に主なものを紹介する。

(1) Li-ionバッテリー

当社は低軌道衛星用50A・h Li-ionバッテリーの開発を完了しており(図4)、今年10月打ち上げ予定の無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)の宇宙実証衛星SERVIS-1号機に搭載される。

Li-ionバッテリーは、現在、衛星用として主流となっているNiH₂バッテリーに比べてエネルギー密度が3倍であ

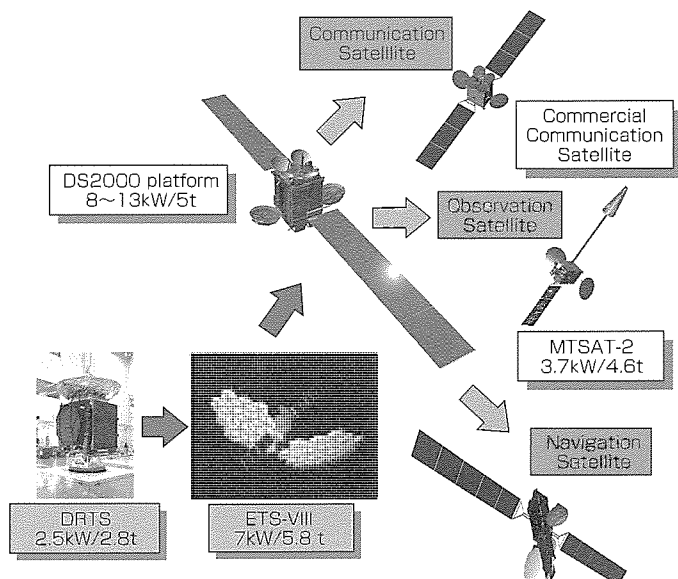


図3. DS2000の開発の流れと今後の展開

り、小型軽量化要求から、Li-ionバッテリーへの移行が進みつつある。当社では100A・h静止衛星用Li-ionバッテリーについても認定試験が完了しており、DS2000へ標準搭載していく。また、セルレベルでは、静止衛星用100A・h Li-ionバッテリーも、米国製商用衛星に搭載され2003年に打ち上げられる予定である。

(2) 構体系

構体系では、中核となるセントラルシリンダの製造プロセスの簡素化と構体組立ての順序を柔軟に変更できるように設計変更を行い、部品の入着が遅れても工程を組み替えて工期遅延を最小化することを実現している。図5は、セントラルシリンダ下部のコーンの入着遅れが発生した場合に対応する構体組立てのバックアップ工程を示している。図6は、このバックアップ工程の実現性を検証している様子を示している。

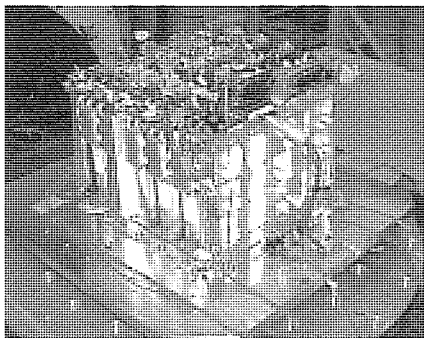


図4. 50A・h Li-ion バッテリー開発モデルの外観

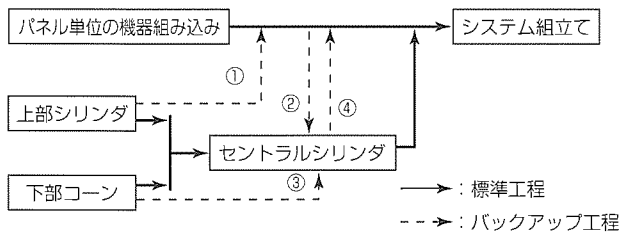


図5. 構体組立てのバックアップ工程

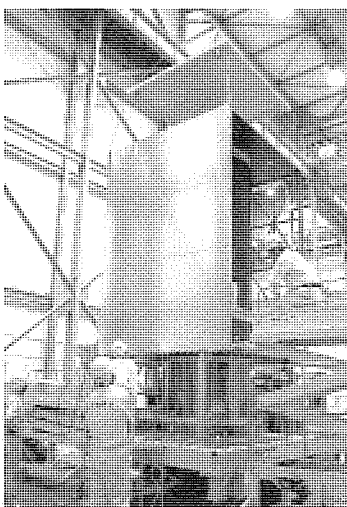


図6. 開発モデルによるバックアップ工程の検証

(3) 太陽電池パドル系

太陽電池パドル系では開発モデルを製作し、すべての要求仕様を満たすことを検証した。図7に太陽電池パドルの開発モデルの外観を示す。

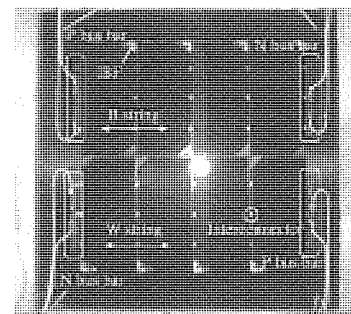
また、100Vの高電圧バスで懸念されている放電破壊に関して太陽電池セルを実装したクーポンパネルを用いて帯電試験を行い、設計に盛り込まれた対策により、放電破壊が生じないことを検証した。クーポンパネルと放電時の様子を図8に示す。

4. 試験及び運用設備

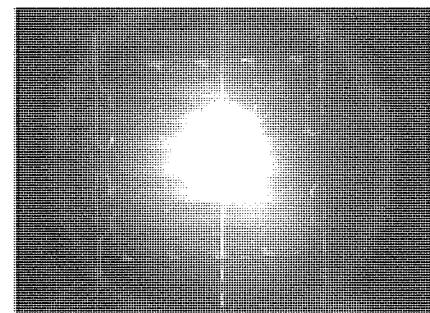
DS2000は、受注から設計、製造、試験、出荷、出荷後の衛星打ち上げから軌道上衛星運用までを一貫して対応できる体制を整えるため準備を進めている。事例として、衛星インテグレーション及びシステム試験設備と衛星運用センター(Satellite Operation Center : SOC)について以下に示す。



図7. 太陽電池パドル開発モデルの外観



(a) クーポンパネルの外観



(b) 放電発生時の様子

図8. クーポンパネルを用いた帯電試験

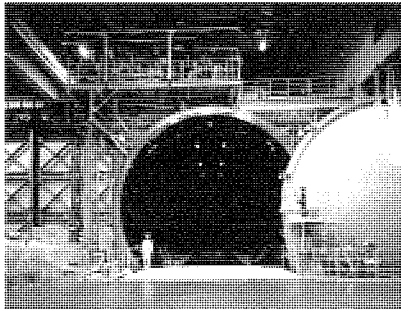


図9. スペースチャンバの外観

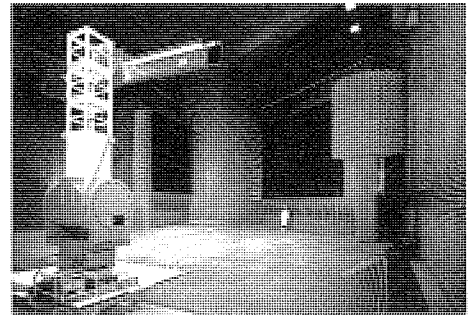


図10. 大型電波暗室の内観

(1) 衛星インテグレーション及びシステム試験設備

大型スペースチャンバ、大型電波暗室、音響試験設備を新規に導入し、システムインテグレーションからすべてのシステム試験を一貫して実施できる設備を整備した。

図9と図10は、各々、大型スペースチャンバと大型電波暗室の写真である。

(2) SOC

衛星の打ち上げから静止軌道投入までの初期フェーズにおける衛星運用、運用開始後全運用期間終了までの顧客による衛星運用のフルタイム支援を目的として、当社鎌倉製作所敷地内にSOCを設置し、衛星管制を実施できるよう整備を進めている。

5. む す び

DRTS及びETS-Ⅷの開発はそれ以前の衛星開発で培っ

てきた技術の集積をベースとしつつNASDAのご指導の下に技術開発を行ってきたが、これらの成果を基に衛星ビジネスとして更に推進していく基盤が醸成されつつある。NASDAのご指導に深く謝意を表す。

当社は、上記開発成果の上に独自の開発成果を積み重ねて進化させた標準衛星DS2000バスを擁し、衛星事業を展開している。

商用通信衛星を始めとし、準天頂衛星への展開も視野に入れて多様な要求に対応するため、更なる進化を行っていく予定である。

参 考 文 献

- (1) FAA and COMSTAC Report : 2002 Commercial Space Transportation Forecasts (2002-5)

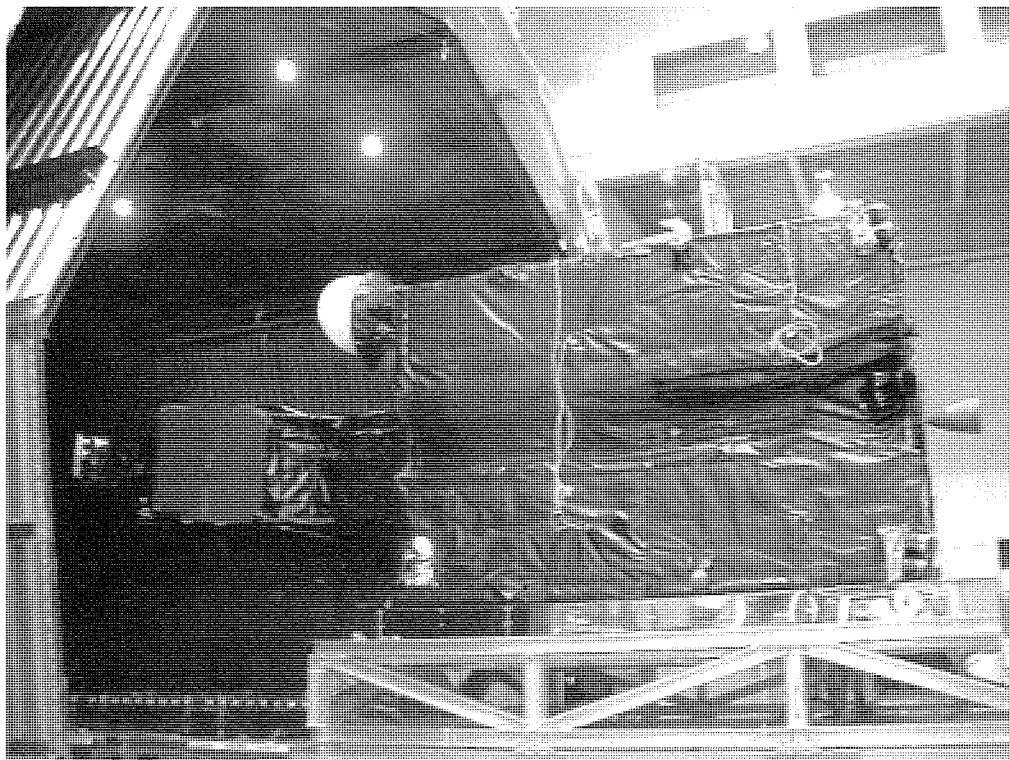
技術試験衛星Ⅷ型“ETS-Ⅷ”

名取直幸*
本間正修**

要旨

技術試験衛星Ⅷ型(Engineering Test Satellite Ⅷ: ETS-Ⅷ)は、世界最大級の3トン級静止衛星バスの開発及び通信・放送・測位にかかわる技術開発を目的とした技術試験衛星であり、宇宙開発事業団により2004年夏期にH-ⅡAで打ち上げる計画である。三菱電機は衛星全体システム取りまとめ及びバスシステムの開発を担当し、現在、開発モデルでの設計検証及び詳細設計審査を完了し、PFM(Protoflight Model)試験段階に移行している。開発に際しては、ETS-Ⅷ搭載ミッション機器からの要求、大型衛星としての汎用性、将来の大電力化/長寿命化への対応等の実現を含め、小型軽量化、信頼性向上、長寿命化、標準化、

自動運用化、拡張性及び組立て/アクセス性等の多面的な観点を考慮した。その結果、モジュール構造化及び統合化等のシステムの特長とともに、各サブシステム個別に多くの技術的特長を保有したバスシステムを開発できた。また、今までに類例のない大型ミッション機器の搭載性、運用性向上及び将来の拡張性等を確保しつつ、ペイロード質量比(衛星質量に対するミッション機器質量の占める割合)40%以上を実現することができた。また、ここまで多くの技術的課題に直面し乗り越えることにより得られた成果は、今後の衛星開発に大きく寄与するものと判断する。



システム熱モデル熱真空試験

技術試験衛星Ⅷ型は、ロケット最大寸法の5mφフェアリングに収納され、高さ7.3mの世界最大級の3トン級静止衛星である。そのため、大型の衛星組立て・試験設備が必要となり、開発モデルの試験においては三菱電機鎌倉製作所に新設した衛星工場の大型試験設備を使用した。この写真は、開発モデルであるシステム熱モデルを大型熱真空チャンバに入れるときの状況を示すものである。

1. ま え が き

技術試験衛星Ⅷ型は、世界最大級の3トン級静止衛星バスの開発及び通信・放送・測位にかかわる技術開発を目的とした技術試験衛星であり、2004年夏期にH-II Aロケットで打ち上げる計画である。開発は、宇宙開発事業団(NASDA)を中心に、(株)次世代衛星通信・放送システム研究所(ASC)、通信総合研究所(CRL)及び日本電信電話(株)(NTT)の協力の下で進めており、三菱電機(株)(以下、当社)は衛星全体システム取りまとめ及びバスシステムの開発を担当し、現在、開発モデルでの設計検証及び詳細設計審査を完了し、PFM試験段階に移行している。

ここでは、当社が開発を担当しているバスシステムを中心に、衛星システムの概要、特長的な技術開発、開発状況等について述べる。

2. 衛星システムの概要

ETS-Ⅷは、移動体衛星通信のパーソナル化、移動体放送の高品質化、及び将来の日本版GPSの構築等、今後の高度情報通信時代の社会的ニーズに対応し以下の目的で開発を実施する衛星である。

- (1) ミッション機器の規模増大に対応した世界最大級の静止衛星バスの技術開発
 - (2) 小型携帯端末による音声、データ通信が可能な移動体衛星通信システム技術の開発
 - (3) コンパクトディスク(CD)並みの高品質な音声や画像の伝送を可能とする移動体衛星デジタルマルチメディア放送システム技術の開発
 - (4) 衛星測位の基盤技術である高精度時刻基準装置の開発
- これらの開発にかかわる技術的特長等を以下に示す。

2.1 大型静止衛星バス技術の開発

通信容量の増大等による搭載ミッション機器の規模増大及び大電力化等に対応するため、3トン級静止衛星バスの開発を実施する。既に国内開発実績(技術試験衛星Ⅵ型、通信放送技術衛星)のある2トン級を超える世界最大級の静止衛星バスである。開発に際しては、ETS-Ⅷ搭載ミッション機器固有の要求、将来の拡張性、ペイロード質量比(衛星質量に対するミッション機器質量の占める割合)向上及び運用性向上等の多様な課題に対応したバスシステムの開発を志向した。これらの詳細内容は3章に示す。

2.2 移動体衛星通信・放送システム技術

移動体衛星通信及び移動体衛星放送システムにかかわる技術開発を目的とし、S帯周波数を使用した実験システムを構築する。搭載機器の主要構成品の概要を以下に示す。

(1) 大型展開アンテナ

金属メッシュ/ケーブルでパラボラ鏡面を形成しモジュール構造とした展開メッシュ型のアンテナであり、軽量化、

高鏡面精度(2.4mm RMS)及びアンテナ開口径の拡張性の確保を図った設計である。鏡面は14台のモジュールを結合し、最大外形寸法が約19m×17mの超大型の構造物である。

(2) アクティブフェーズドアレー給電部

給電方式には通信ビームを柔軟に形成できるアクティブフェーズドアレーを採用し、衛星通信の長所である広域性及び通信回線設定の柔軟性・迅速性をより高度に実現した。また、ビームフォーミングネットワークにより複数のマルチビームを形成し、日本全土及びその周辺地域をカバーすることが可能である。

(3) 衛星搭載交換機

500チャンネルの容量を持つ携帯電話用交換機及びデータ通信用高速パケット交換機を搭載し、通信チャンネル容量の増大、移動体携帯端末間の通信に対応した通信システムを構築する。

2.3 衛星測位にかかわる基盤技術

高精度な衛星測位システム実現のために必要となる重要技術の1つに、高精度時刻信号をオンボードで生成する技術がある。ETS-Ⅷでは、原子時計を搭載しこの技術を開発する。この高精度時刻信号を利用し、また、ETS-ⅧとGPSを組み合わせた測位実験を行い、将来日本で実現する衛星測位システムを想定した基盤技術を修得する。

衛星システムの主要諸元を表1に示す。衛星は、H-II A 5mΦフェアリングに収納されて打ち上げられる。打ち上げ後、大型展開アンテナ鏡面、太陽電池パドル及び展開型ラジエータを展開し、定常運用に入る。軌道上定常運用時の衛星コンフィギュレーションを図1に示す。

表1. 衛星システムの主要諸元

質量	打ち上げ時:5.8トン, 衛星ドライ:約2.8トン
電力	7.5kW(3年後夏至)
設計寿命	衛星バス:10年, ミッション機器:3年
外形寸法	打ち上げ時:4.6×3.7×7.3(m) 軌道上:南北40m, 東西40m
姿勢安定方式	三軸姿勢制御方式
姿勢精度	ロール/ピッチ:±0.05°, ヨー:0.15°
推力	アポジエンジン:500N, スラスタ:20N イオンエンジン:20mN
静止軌道位置	東経146°
打ち上げ	H-II Aロケット(204), 2004年夏期

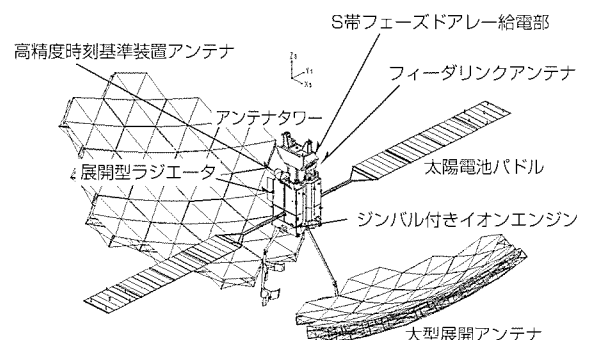


図1. 軌道上コンフィギュレーション

3. バスシステムの技術開発

バスシステムの開発に際しては、大型展開アンテナ搭載等のETS-Ⅷ固有の要求条件を実現するとともに、大型衛星としての汎用性、将来の大電力化／長寿命化等への拡張性・汎用性等を含め、以下の点を考慮した。

- 小型軽量化：構体軽量化，統合化等によるコンポーネント数削減
- 信頼性向上：部品点数削減，特に，推進系コンポーネント／部品削減
- 長寿命化：推進タンクの大型化，イオンエンジンスラスタ長寿命化
- 標準化：電子機器スライスモジュール化
CCSDS勧告準拠パケット／1553Bデータバス
- 自動運用化：バッテリー充放電管理自動化，フォールトトレラント機能
- 拡張性：展開型ラジエータによる高排熱化，スライスモジュール増設
- 組立て／アクセス性：構体のモジュール化，機器配置の最適化

ETS-Ⅷバスシステムは、これの内容を含め、モジュール構造化及び統合化等のシステム的特長，また，各サブシステム個別に多くの技術的特長を保有した設計である。

3.1 モジュール構造化

衛星の大型化に伴い、衛星組立て／試験作業の効率化・ハンドリングの容易性が要求され、また、ミッション機器規模増大に伴い、バス系との組立て／試験の並行作業が要求される。これらの要求に対応するため、ETS-Ⅷバスシステムは、ペイロード、バス及び推進の3つのモジュールに構造化した。モジュール構造化の最大の課題は、多くの搭載上の制約がある推進系機器を実装する推進モジュールの実現である。スラスタ配置、大型タンク(6個)搭載性、三次元的に複雑化する配管及びイオンエンジン等の搭載、また、厳しい熱及び機械的環境条件等、電子機器搭載が主体のペイロード／バスモジュールに比べ数段厳しい条件となる。ETS-Ⅷでは、これらの課題を慎重に検討しモジュール化を徹底的に推進した結果、推進系、構体系及び熱制御系を融合化・最適化した推進モジュールを実現することができた。

また、モジュール構造化の思想は、電子機器単体レベルに対しても適用し、カードレベルのモジュール化を実施した。

従来の筐体(きょうたい)内にカードを収納する方式から標準サイズのカードにフレームを付加したスライスモジュールをそのまま重ね合わせた筐体なしの構造方式に変更し、標準化及び拡張性を確保した搭載電子機器を実現した。

3.2 統合化設計

衛星搭載機器に対する基本的要求は小型／軽量／高信頼性等であり、統合化設計は、これらの要求をハードウェア／ソフトウェアの統合化により実現するものである。この考え方が出てきた背景には、宇宙用高性能計算機及びLSI技術の発展、サブシステム最適化よりシステム最適化の志向が強くなってきたこと等があると考えられる。基本的には、各サブシステムに分散する搭載計算機の処理機能を統合化し1つの搭載計算機で集中処理をするようにハードウェア／ソフトウェアを構成し、コンポーネント個数削減とハードウェア簡略化を実現するものである。ETS-Ⅷでは、TTC系データ処理機能と姿勢制御機能を統合化し、これらの機能を衛星制御器(SC)に内蔵される1つの搭載計算機により処理し、また、この搭載計算機によりバッテリー充放電管理等の自動運用機能も処理している。なお、この搭載計算機は、宇宙開発事業団で開発した、耐放射線性対策を施したゲートアレー(1Mゲート)を使用した高性能64ビットMPUを採用している。

3.3 サブシステムの技術的特長

バスシステムを構成する各サブシステムには以下に示す多くの技術的特長がある。

(1) TTC系

RF系は、打ち上げ段階／定常運用共にUSBのみの単一周波数としたシンプルな構成である。オムニアンテナは、大型展開アンテナ鏡面の視野干渉を考慮した配置(地球指向面に2台、反地球指向方向に1台)とし、すべての運用要求を実現している。データ処理系の多重化方式は国際相互運用性を確保したCCSDS勧告準拠のパケット方式を採用し、また、オンボードデータバス方式には汎用性に優れているMIL-STD-1553B方式を採用した。このような方式を採用することにより、大規模な複合ミッションを実験搭載するETS-Ⅷのデータ処理系に要求される大容量化とインタフェースの単純化／高機能化等に容易に対応可能である。また、搭載ハードウェア規模の増大する高速パケット処理部についてはLSI化(ゲートアレー)し小型軽量化を実現した。

(2) 電源系

衛星システムの大電力化に伴い、電力損失の低減等の観点から電源バス電圧は高電圧化される方向にある。ETS-Ⅷでは、15kW級への拡張性を考慮し、従来の50Vから100Vに高電圧化した。高電圧化のためには使用部品の耐電圧及び絶縁設計を十分に配慮することが必要であり、これらにかかわる設計及び製造プロセスの検証・確立は開発モデルで実施済みである。また、バッテリー容量の100A・hへの増大、ヒーター／爆管制御回路のスライスモジュール化による拡張性の確保、電力制御器及び電力分配制御器への機能統合によるコンポーネント品種／個数削減、電力制御器内にシャント機能を取り込むことによる実装性向上等、

多くの特長を保有した設計である。

(3) 太陽電池パドル系

大型化に伴う軽量化、及び電源バス100V化に伴う耐放電対策が主要な技術課題である。特に、耐放電対策は、海外の静止衛星で軌道上不具合が発生していることもあり、九州工業大学及び宇宙科学研究所の協力の下、基礎データの取得も含め慎重に検討を進めた。耐放電試験及び帯電解析等を行い、太陽フレアによる帯電及びイオンエンジン発生プラズマの影響による太陽電池セルの放電破壊メカニズムの解明、セル実装設計の検証等を実施した。なお、太陽電池パドル系の開発は、副契約者であるNEC東芝スペースシステム㈱で実施した。

(4) 姿勢制御系

大型展開アンテナ鏡面は、従来の衛星では類例のない超大型化した柔軟構造物であり、制御系との干渉が問題となる。従来、構造物固有振動数と制御系帯域を分離する振幅安定型が主流であったが、ETS-VIIIでは、分離が困難であることから位相安定型を採用し、アンテナ低域振動を能動的に制御する制御系とした。また、太陽輻射(ふくしゃ)圧による外乱量の増大に対応し、ホイール容量の増大及び4スキュー配置による発生角運動量の増大化を図るとともに、ゼロ/バイアスモーメント併用制御方式を採用した。さらに、フォールトトレラント機能及び搭載ソフトウェア再プログラム機能を持つ故障耐性のある姿勢制御系を実現している。

(5) 推進系

海外衛星では主流の完全2液型(MMH/MON-3)を国内で初めて採用した。サブシステム全体は、機能冗長によるスラスタ本数削減及び世界最大級の大型推進タンクの搭載等、大型化をシンプルな構成で実現した。南北軌道制御に使用するイオンエンジンは、ETS-VI/COMETSの実績をベースにシンプルなユニット構造に変更し小型軽量化を実現した。また、イオンエンジン長寿命化をイオン生成部の改良により実現し、現在、寿命試験を継続中である。さらに、大型衛星固有の重心変動の増大に対応するためジンバル付きスラスタを採用し、推進の効率的な使用を可能としたことも大きな特長である。

なお、2液型推進系は、副契約者である㈱IHIエアロスペースと共同で開発を実施した。

(6) 構体系

構体の基本構造方式には開発実績の豊富なセントラルシリンドラ方式を採用した。このセントラルシリンドラを中心構造とし、ペイロード/バス/推進の完全モジュール構体を実現し、さらに、大型展開アンテナ給電部、視野要求のある姿勢センサ及びオムニアンテナ等をモジュール構造化したアンテナタワーに搭載した。これらのモジュール化により大型衛星構体をシンプルな構成で実現した。構体は4m

Φフェアリングに収納可能なサイズとしているが、ETS-VIIIでは、大型展開アンテナ鏡面を収納するため5mΦフェアリングを採用する。また、南北連結ヒートパイプを採用した地球指向面の構体パネルはCFRP表皮化により低熱ひずみ化を図り、構体熱ひずみによるアンテナ指向誤差の低減を実現した。

(7) 熱制御系

衛星の大電力化による発生電力の増大に伴い、熱制御系には高排熱能力が要求される。高排熱化の基本的な方策としては、放熱面の高温化及び放熱面積の拡大化がある。ETS-VIIIでは、機器許容温度の拡大及び熱コンダクタンスの向上等により放熱面の高温化を図った。また、南北連結ヒートパイプにより衛星内部温度の均一化を図り実効的な放熱面を拡大するとともに、大型展開アンテナ給電部に放熱パネルを搭載し放熱面を拡大した。さらに、将来の拡張性を考慮し、実験ミッションとして展開型ラジエータを搭載し15kW級以上の高排熱能力の技術的確立を図る目的を取り入れている。

バスシステムの技術的特長・主要諸元を表2に示す。なお、PFMにおいては、構体及びバス機器の軽量化等によりペイロード質量比44%を達成している。

4. 開発状況

ETS-VIIIの開発は、2001年12月にシステム詳細設計を完了し維持設計に移行し、現在、PFM試験を実施中である。この間、すべての開発試験を完了しPFMの設計を確立した。開発試験として、システム熱モデルによる熱真空試験(当社鎌倉製作所の大型熱真空試験設備で実施)、システム構造モデルにより振動/音響/衝撃/質量特性/アライン

表2. サブシステムの主要諸元/特長

TTC系	USB, PCM/PM(打ち上げ段階), PCM-PSK/PM 多重化方式:CCSDS勧告準拠パケット方式 データバス方式:MIL-STD-1553B
電源系	100V安定化/1バス方式 100A・h NiH ₂ バッテリー 電力制御器内搭載フルシャント方式
太陽電池パドル	軽量リジッド方式 4枚パネル/翼, 2.5×19m(1翼) 100V電源バス耐放電設計
姿勢制御系	三軸姿勢制御,ゼロ/バイアス併用方式 全域位相安定化制御方式 4スキュー/大容量リアクションホイール
推進系	完全2液型(MMH/MON-3) 推進モジュール化 ジンバル付き20mNイオンエンジン
構体系	モジュール構造化(ミッション,バス,推進) セントラルシリンドラ方式 CFRP表皮地球指向面パネル(低熱ひずみ化)
熱制御系	CFRP表皮南北連結ヒートパイプ バッテリー搭載パネルヒートパイプ化 展開型ラジエータ搭載

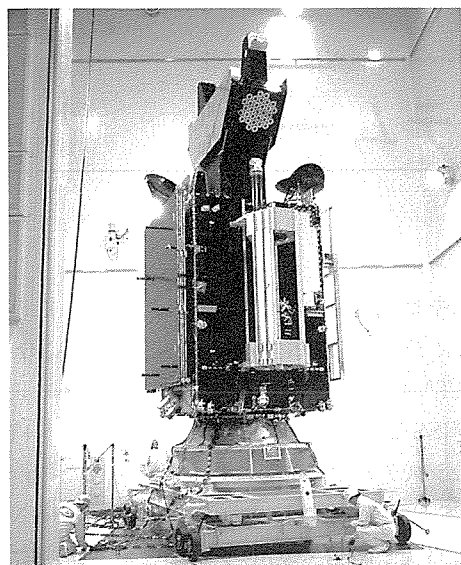


図2. システム構造モデルの音響試験

メント試験(図2:NASDA筑波宇宙センターの総合環境試験棟で実施した音響試験)及びシステム電気モデルにより通信/電気機能性能試験及び電磁適合性試験(図3:当社鎌倉製作所の電波暗室で実施した電磁適合性試験)を実施した。また、新規開発の機器については、エンジニアリングモデル(EM)で開発試験を実施した。これらの開発モデルにより、モジュール構造、統合化設計及び各サブシステムの技術的特長等にかかわる設計検証を確実にを行い、PFMの設計を確立した。

現在、衛星システムの根幹であり高度に高密度実装化した推進モジュールのPFM組立て/試験も当社衛星工場の問題なく完了し、システム試験を継続中である。

5. む す び

ETS-VIIIの開発は、1995年に概念設計を開始し、部分試



図3. システム電気モデルの電磁適合性試験

作等を経て1998年に基本設計に入り本格的に着手した。現在、詳細設計を完了し2004年夏期打ち上げに向けPFMの試験を実施中である。これまで、多くの技術開発を目的とする技術試験衛星の宿命として、ミッション機器及びバス機器共に多くの技術的課題に直面したが、一つ一つ確実に課題をクリアしてきた。これらの多くの成果は今後の衛星開発に大きく寄与するものと判断している。

今後、PFMの品質の作り込み及び確実な運用を遂行することにより、有効な軌道上実験及び技術データ取得等を可能とし、より多くの成果に結び付けていく所存である。

なお、これらの多くの技術的開発に挑戦しここまで乗り越えられてきたのは開発に関与する関係各位のご尽力の賜物である。開発に携わったASC, CRL, NTT, NEC東芝スペースシステム, IHIエアロスペース, 及び、100V放電問題でご指導・ご協力を賜った宇宙科学研究所及び九州工業大学の関係各位に深謝する。

HTV：宇宙ステーション補給機 —対有人アビオニクスシステム—

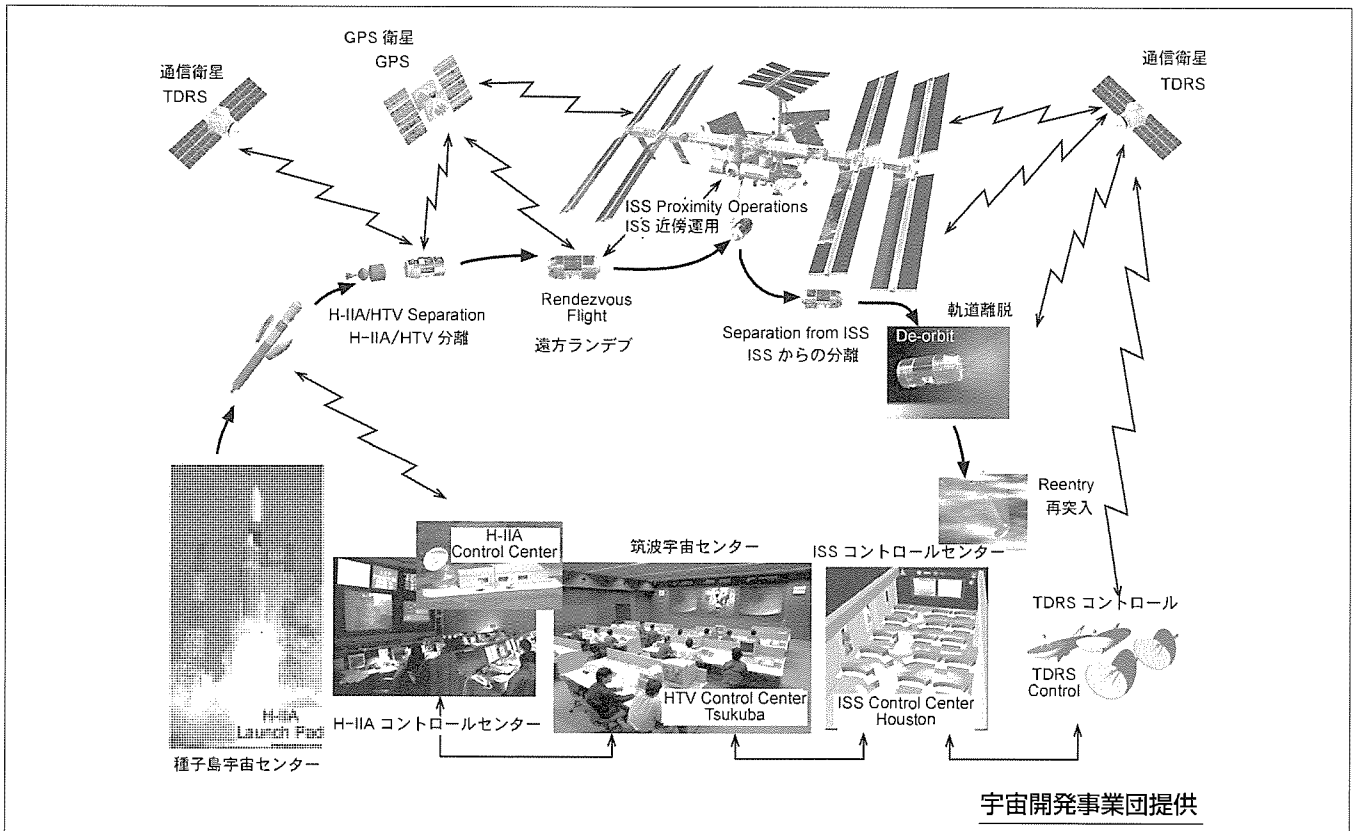
津屋直紀*
小山 浩**
津久井 潤***

要 旨

2007年度のH-IIA増強型による打ち上げを目標に、宇宙ステーション補給機(HTV：H-II Transfer Vehicle)の開発が進められている。HTVは、国際宇宙ステーション(ISS)への補給物資輸送(最大6トン)を目的とする無人宇宙機であり、種子島宇宙センターから打ち上げ後、軌道傾斜角 51.6° 、高度350~460kmを飛行するISSへの自動接近飛行(ランデブ)を行う。ISS近傍、数十kmに到達後、ISSを管轄する米国航空宇宙局(NASA)との共同運用を開始し、ISS下方側から最終接近を実施する。HTVはISS下方約10m点で停止し、宇宙飛行士の操作するロボットアームにより捕獲され、ISS上に係留される。約2週間のISS係留後、HTVは再度ロボットアームによりリリースされ、大気圏再突入により廃棄される。HTVはフライトセグメント(軌道上部分)、グランドセグメント(地上運用設備)、ISSセグメント(JEM搭載機器)から構成され、フライトセグ

メントはキャリア、アビオニクスシステム、推進系から構成される。三菱電機は、宇宙開発事業団(NASDA)の指導によりHTVのアビオニクスシステム、グランドセグメント、及びISSセグメントの開発を行っている。HTVのアビオニクスシステムは1997年に打ち上げられた技術試験衛星VII型(ETS-VII)ランデブ・ドッキングシステム(NASDA指導の下、当社が開発・運用)を原型とするが、有人宇宙システムであるISSへの接近・係留をそのミッションとすることから、対有人宇宙機システム固有のアビオニクスシステム設計上、軌道設計上の安全要求、設計要求が課せられている。

本稿では、HTVアビオニクスシステムの概要とともに、対有人システムとしての安全・設計上の諸要求、具体的な設計事例を紹介する。



HTVの飛行シーケンス

打ち上げ：H-IIA増強型により 200×300 km、軌道傾斜角 51.6° の楕円(だえん)軌道へ投入。遠方ランデブ：搭載されたGPSの絶対航法機能を使用し、位相調整、高度調整を実施する。ISS近傍の通信領域へ到達後、ISS後方の規定点で位置を保持。ISS近傍運用：GPS相対航法機能を使用し、ISSへの最終接近を開始。ISS真下へ到達後、ランデブ・センサによりISS下方からの接近を開始。規定点で停止、ISSのロボットアーム(SSRMS)による捕獲を実施。係留：ISSのNode 2下方ポートに係留。軌道離脱/再突入：ロボットアームによりHTVをリリース。離脱後、再突入を実施。

1. ま え が き

HTVは、米国のスペースシャトル、ロシアのプログレス、ソユーズ、ESA(欧州宇宙機関)のATV(Automated Transfer Vehicle)とともに、ISSへの物資補給手段の一角を担う無人・自動ランデブ宇宙機である。有人システム(ISS)にアクセスを行う宇宙機の開発は、我が国としては初めてとなる。HTVはH-IIAロケットによる軌道投入後、アビオニクスシステムのコアとなる航法・誘導・制御系により推進系を駆動し、ISSへの接近飛行、ISSからの離脱・再突入飛行を実施する。接近・離脱飛行に際しては、地球センサ、ジャイロにより姿勢維持を行うとともに、軌道変更、接近・離脱制御のためにGPS(絶対位置、ISSとの相対位置を決定するために使用)、ランデブ・センサ(レーザセンサ)が使用される。飛行中は太陽電池、2次電池、1次電池を使用しアビオニクス機器、輸送物資を搭載したキャリア及び推進系への電力供給が行われる。HTVアビオニクスシステムの運用は地上のHTV運用管制設備(以下“HTV OCS”という。筑波宇宙センターに設置。)からの運用支援により実施される。運用に際し、HTVアビオニクスシステムは、データ中継衛星(TDRS, DRTS)を経由したHTV OCSからのコマンドを受信し、HTV各部へ配信するとともに、HTV内のモニタ情報をテレメトリデータとして送信する。また、HTVアビオニクスシステムは、故障検知、分離、再構成(FDIR)の機能を持っている。これらのFDIR機能は以下に述べる安全要求と密接に関係しており、国内での審査に加え、NASAのSafety Panelによる安全審査により各安全機能の必要十分性が審議・確認される。航法・誘導・制御系、通信系等にかかわる安全機能に対しては、更に第三者による独立検証活動(Independent Validation and Verification: IV&V)を実施し、上位要求に対する下位設計要求の十全性(トレーサビリティ)、設計内容の妥当性、検証計画の妥当性のレビュー、設計/検証への反映が行われている。HTVの全体の構成を図1に示す。

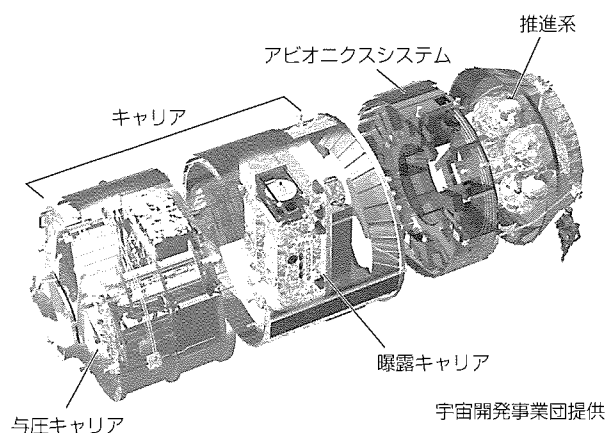


図1. HTVシステムの構成

2. 対有人宇宙機への安全にかかわる諸要求

2.1 安全性要求

HTVが含まれる宇宙ステーションプログラムでは有人システムとしての安全要求が規定されている。要求の中では事故等をもたらす要因が潜在又は顕在する状態(ハザード)を識別・評価し、それを除去、最小化、及び制御することが求められている。ハザードの定義は以下のとおりである。

- カタストロフィックハザード：人が致命的な怪我(けが)をしたり、宇宙ステーション等を損失すること。
- クリティカルハザード：人が大きな怪我をしたり、宇宙ステーションの一部機能を損失すること。

2.2 ハザードの制御

ハザードを起こす可能性のある機能であっても、必要な機能は除去することができない。このため、基本的なアプローチとして次のような故障許容設計を採用している。

- (1) 2つの故障若しくは2回の誤操作、又はそれらの組合せによってもカタストロフィックハザードが起きない。
- (2) 1つの故障又は1回の誤操作によってもクリティカルハザードが起きない。

リスク最小化設計や運用による手法は、故障許容設計が非現実的な場合にのみ適用される(例：構造、ソフトウェア等)。故障許容設計によるハザード制御の方法にも、受動的な方法と能動的な方法とがある。能動的な方法は、通常、原因となる事象の検知機能を設けており、検知した場合に何らかの対処を実施する方法(FDIR手段による安全化)である。なお、ハザードへ至る時間を考慮した設計とする必要があることは言うまでもない。

2.3 新たな安全要求の明確化

上記の2.1節、2.2節で述べた安全要求又はハザードの制御は、従来から適用されてきた考え方である。当社においても、通常の衛星プロジェクトでは、ロケットの射場における安全性要求が課せられており、(財)無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)指導の下に開発したスペースフライヤーユニット(SFU)においては、NASAのスペースシャトルによる回収運用を行うためのスペースシャトルの安全性要求が課せられていた。しかし、SFUの場合は、ハザードの受動的な制御が主であり、能動的な制御をする場合には、スペースシャトルのクルー等の人の操作に頼るところが多かった。これに対し、宇宙ステーションプログラムでは、システム・運用の複雑化により、すべてを人に頼ることができなくなり、コンピュータで能動的にハザードを制御する必要性が生じている。このため、NASAは、コンピュータによるハザード制御への要求を新たに検討・規定している。HTVは無人自動宇宙機であり、ハザードの

能動的な制御のほとんどをコンピュータにより実施する。このため、この要求に適合することが必要となる。また、アビオニクス設計におけるシングルポイントの完全除去も要求されており、通常の衛星・宇宙機に比べはるかに複雑な機能構成を持ち、確実な機能・性能検証が求められている。

3. HTVアビオニクスシステムに対する安全要求

3.1 CBCS要求

CBCS(Computer Based Control System)とは、センサ等からの情報を取り込み、所定のタスクを達成するためにコンピュータのハードウェアとソフトウェア(及びファームウェア)を用いるコントロールシステムを指す。このようなシステムに対する要求には、一般的な要求や検証要求のほかに、特徴的要求としてMust Work Function(MWF)要求、Must Not Work Function(MNWF)要求がある。MWF要求は意図せぬ機能停止がハザードにつながるケースへの要求であり、MNWF要求は意図せぬ動作がハザードにつながるケースへの要求である。HTVにおいては1つの系の中でMWFとMNWFの両方を実現させる必要があり、MWF要求とMNWF要求を共に満足させている点に特徴がある。また、同一機能であっても状況によりMWF、MNWFのいずれにもなり得る機能も存在するため、確実な動作のための設計上の考慮が要求されている。

3.2 HTVアビオニクスシステム設計とCBCS

HTVのアビオニクスシステム設計に対しては、下記事項が要求されている。

- (1) 1つの故障があってもミッションを達成できること
- (2) 2つの故障があっても安全であること
- (3) CBCS要求を満足すること

これら要求に対応するため、アビオニクスシステムの主要部分は次のような構成を採用している。

(a) 航法・誘導・制御系

航法・誘導・制御系の要(かなめ)となるコンピュータ部分では3つのCPUを同期させ同時動作させている。また、I/Oの機能を実現している部分は待機冗長であり、3つのCPU出力に対する多数決処理、CPUの監視機能、衝突回避のための判断と制御機能を含んでいる。さらに、これらに故障があっても衝突回避のための判断と制御を行う機能を独立の機器として持っている。センサの中で特に重要なジャイロは3系統動作冗長としており、アクチュエータであるスラスタ噴射のための駆動回路も3系統持っている。

(b) 通信系、データ処理系

通信系は、データ中継衛星を介して地上とのリンクをとる衛星間通信装置2系統と、ISSの近傍で用いる近傍通信装置2系統からなる。近傍通信装置は、ISSのJEM

に搭載した近傍域通信システムとの通信を行い、ISSクルーからのコマンドやJEM上のアンテナで収集したGPS情報をHTVへ転送する。コマンドの配信、テレメトリの収集及び編集を行うデータ処理系は3系統から構成されている。

(c) 電力系

各機器へ電力を供給する電力系は、飛行中に太陽電池、2次電池、1次電池を電源としている。電力はこれら電源から2つの独立したバスを経て各機器へダイオードORを介して供給される。各バスには地絡対策が施されており、万一、1つのバスの機能を喪失した場合にも、航法・誘導・制御系で自動的に衝突回避へ移行し、安全を確保する設計である。

4. HTVの飛行軌道に対する安全要求

4.1 航法・誘導・制御系の安全機能

宇宙ステーションへの接近飛行は、HTVアビオニクスシステムの航法・誘導・制御系がその任を担っており、航法・誘導・制御系の諸機能により、HTVはあらかじめ計画された軌道に沿って飛行する。HTVのセンサ、コンピュータ、アクチュエータの各機器は冗長構成であり、異常発生を自動的に検知し、機器を切り換えてミッション継続を図り、さらに、衝突の可能性が排除できない場合には、衝突回避動作を行うことで宇宙ステーションへの衝突安全を確保している。この機能は、3章で述べたCBCS要求を満足するものである。また、宇宙空間における、ある条件の下では、2つの宇宙機は能動的に制御せずとも、お互いに離れる方向に相対運動を行う。前述のActiveな衝突回避機能に加え、後者の自然の軌道ダイナミクス法則を最大限利用した安全軌道によるPassiveな衝突回避方法を併せて採用している(この場合、並進制御停止により、安全な回避軌道へ自動移行する)。また、運用によるミッション継続の余地を残した軌道計画とすることも考慮している。

4.2 HTVの飛行軌道

HTVは、高度200~300kmでH-IIAロケットから分離された後、HTVのGPSレシーバによって自分の絶対位置(絶対GPS航法)を割り出し、スラスタを用いた複数回の軌道変換マヌーバを経て、高度350~460kmの宇宙ステーションの近傍へと接近する。宇宙ステーションから半径23km以内では、宇宙ステーションとHTVとの通信リンクが確立するため、宇宙ステーションのJEM上にも搭載されているGPSレシーバ情報をHTVにデータ転送し、絶対GPS航法よりも精度の高い相対GPS航法へと切り換え、更に接近を継続する。宇宙ステーション下方500mまで接近した後は、レーザによる相対位置姿勢計測に切り換え、極近傍10mに至り、ISSクルーの操作するロボットアームにより捕獲される。HTVの飛行軌道を図2に示す。

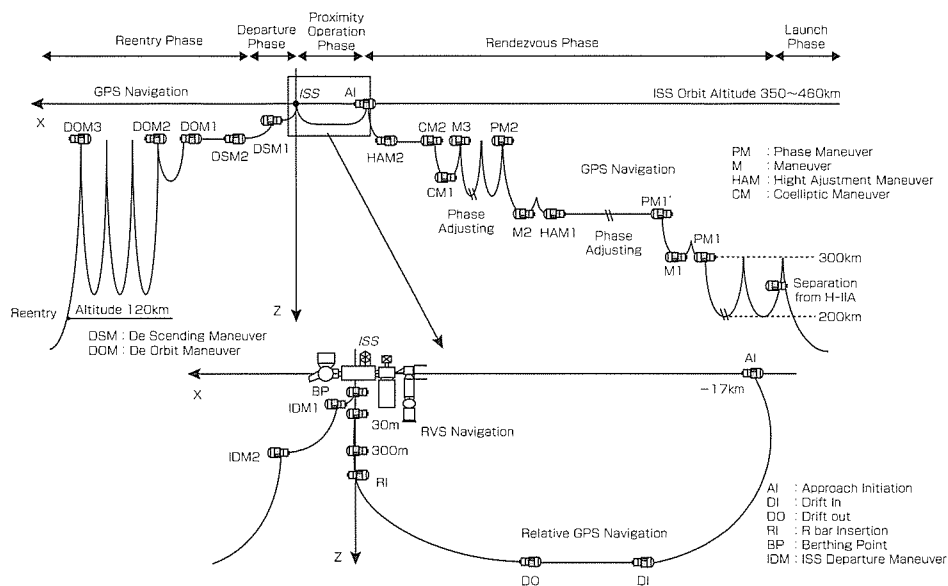


図 2. HTVの飛行軌道

4.3 HTVの飛行軌道設計と安全要求

HTVの運用・安全は宇宙ステーション遠方と近傍とで異なり、遠方では地上から運用管制を行い、近傍では地上管制に加え宇宙ステーションクルーが参加し安全を監視する。宇宙ステーションの周りには2つの安全確保領域が存在し、①宇宙ステーションを中心とした横2km/縦1kmの楕円体(Approach Ellipsoid: AE)、②半径200mの球(Keep Out Sphere: KOS)の内外で軌道に対する安全要求が異なっている。遠方・近傍の区分は、AEに進入する軌道に最初に投入するマヌーバから90分前の地点として区分される。遠方においては、故障が発生し通常の制御ができなくなった場合にも、誤差を含めたHTVの軌道が24時間AEに進入しない軌道とすることが要求され、近傍においては、AEがKOSに置き換わった要求となる。異常発生時にAE又はKOSに進入しないために、能動的に衝突回避マヌーバを行うか、制御を停止して受動的に軌道ダイナミクスに任せて逃げるかがあらかじめ選択される。KOSに進入した後は、決められた回廊に沿っているかを監視し、外れた場合に衝突回避動作を行う。これらの動作はHTVが自動で行うことができ、また、地上管制、クルーの指令によっても回避動作を行うことができる。こうしたHTV機能の解析は、計算機シミュレーションにより回避動作後の軌道を制御誤差、航法誤差等を含め、伝搬することにより実施される。図3に回避後のHTV軌道の解析例を示す。図は、回避動作後、24時間経過後においてもHTV軌道はISSとの衝突領域には入らないことを示している。

5. むすび

以上述べたとおり、HTVのアビオニクスシステムには有人宇宙機に課せられる種々の安全要求に対応した構成・

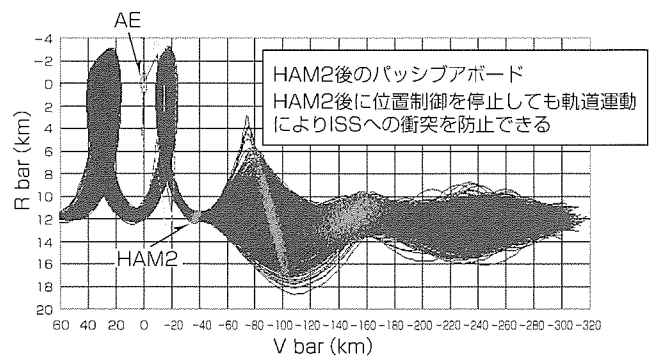


図 3. HTV回避動作後軌道の安全性解析例

機能が装備されている。2007年度の技術実証機打ち上げ、及びその後の運用機量産を視野に入れ、引き続き、各機能の適切なインプリ、確実な動作検証を進めたい。HTVの運用に対しても、インテグレートド・モニタリング(IM)と呼ばれるHTV OCS, ISS上のクルー、米国の宇宙ステーションコントロールセンター(SSCC)の3者による安全確保のための相互監視運用手順が今後調整・設定される。こうした活動を通じ、NASDAの指導の下・有人宇宙機につながる宇宙機の設計、運用技術の習得、蓄積を図りたい。

参考文献

- (1) Tsukui, J., et al.: H-II Transfer Vehicle's Guidance, Navigation & Control And Trajectory Design of Proximity Operation, AIAA ISS Service Vehicle Conference, Houston, USA (1999-4)
- (2) Kawano, I., et al.: Achievement of Rendezvous Docking Trials through Operations of the Engineering Test Satellite-VII, 23rd ISTS, Matsue, Japan (2002-5)

太陽観測衛星“SOLAR-B”

島田貞憲*
 斉藤秀朗**

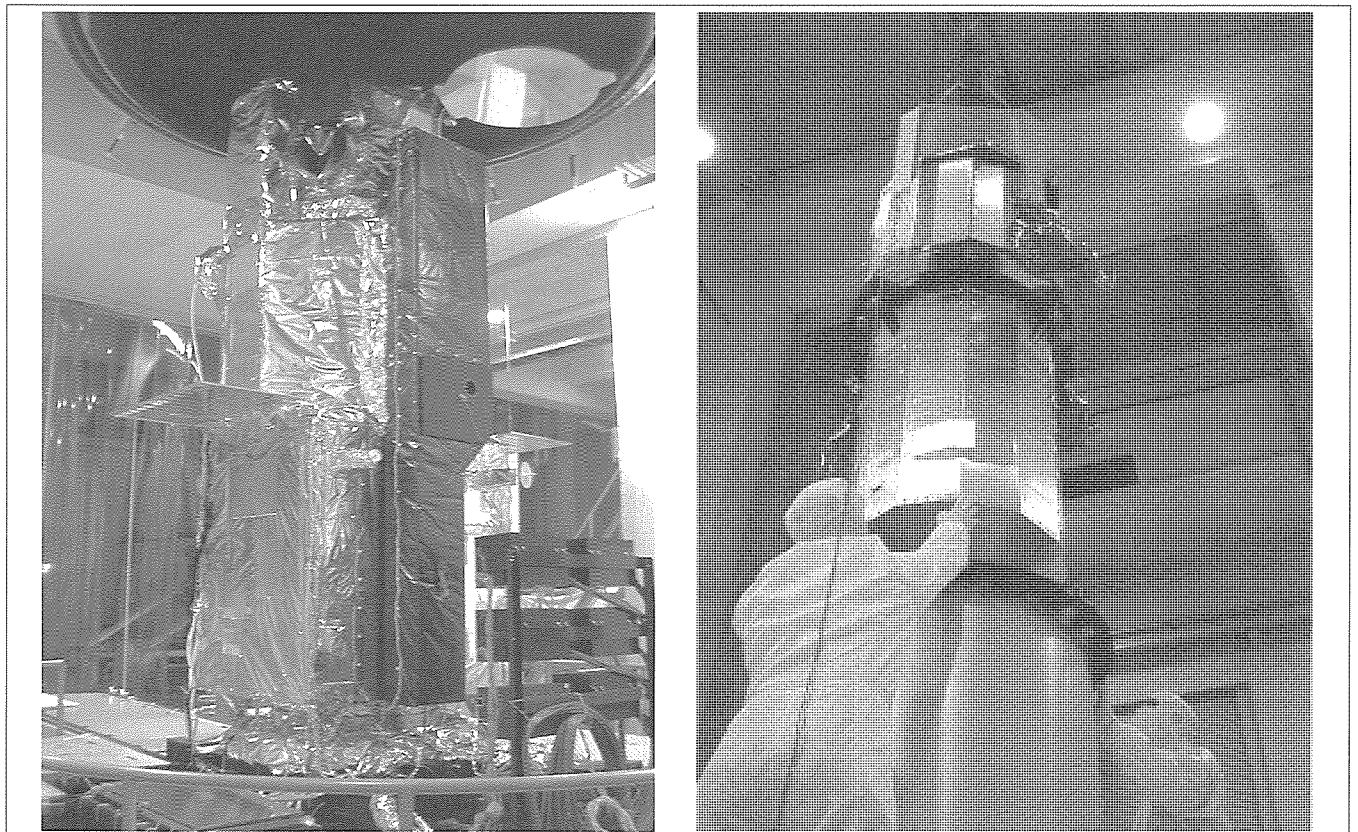
要旨

“SOLAR-B”は、“ようこう”の後継機種で、太陽観測を目的とする。可視光磁場望遠鏡、X線望遠鏡及び極紫外線撮像分光装置の3つの望遠鏡を持ち、太陽大気における磁気活動現象の観測により、超高温コロナの形成、太陽磁場・コロナ活動の起源、天体プラズマの素過程の解明を目的に、宇宙科学研究所が開発している衛星である。三菱電機は、SOLAR-Bのシステム開発を担当するとともに、可視光磁場望遠鏡の開発を分担している。

SOLAR-Bの特長は、3つの望遠鏡の指向をそろえかつ高い空間分解能の観測を実現するため3つの望遠鏡指向軸アライメント要求が厳しいこと、及び、太陽指向姿勢における指向精度及び指向安定度の要求が厳しい点である。特

に、回折限界の観測を目指す可視光磁場望遠鏡では、短期(10秒間)の指向安定度が0.06秒角(3σ)以下という極めて高い指向精度が要求されている。これを実現するために、姿勢制御系によるボディ制御に加え、可視光磁場望遠鏡独自に、太陽表面のローカル構造を追尾制御する像安定化制御機能を付与し、さらに、これらで抑制できない高周波擾乱(じょうらん)に関して、擾乱源特性の管理とともに衛星内の擾乱伝達特性を定量化して管理していくという手法を採っている。

本稿では、2006年夏期打ち上げを目指し開発を進めているSOLAR-Bのシステム開発状況及び可視光磁場望遠鏡の開発状況について述べる。



SOLAR-B衛星の熱試験モデル(左)と可視光望遠鏡(OTA)の構造試験モデル(右)

左は宇宙科学研究所のスペースチャンバで熱平衡試験中のSOLAR-B衛星の熱試験モデル、右はNASDA音響試験設備で機械環境試験中の可視光望遠鏡(OTA)の構造試験モデルである。

1. ま え が き

“SOLAR-B”は、“ようこう”の後継機種で、太陽観測を目的とし、可視光磁場望遠鏡、X線望遠鏡、及び極紫外線撮像分光装置の3つの望遠鏡を持ち、太陽大気における磁気活動現象の観測により、超高温コロナの形成、太陽磁場・コロナ活動の起源、天体プラズマの素過程の解明を目的に、宇宙科学研究所(ISAS)が開発している衛星である。当社が担当しているSOLAR-Bのシステム開発と可視光望遠鏡開発について紹介する。

2. 衛星の開発状況

2.1 衛星の概要

SOLAR-Bは太陽指向三軸姿勢安定方式の衛星で、観測軌道は、軌道高度630km、軌道傾斜角97.8°、降交点通過地方時6時の太陽同期軌道である。2翼の展開型太陽電池パドルを持ち、発生電力は約1,100W、打ち上げ時衛星質量は約900kgである。システム構成は、通信系、データ処理系、姿勢軌道制御系、電源系、太陽電池パドル系、推進系、構造系、熱制御系、計装系等の共通系サブシステム及び観測機器系からなる。図1にSOLAR-Bの軌道上の外観図を示す。

観測における衛星Z軸(望遠鏡の指向軸)の指向目標は太陽の自転に伴って移動する太陽面上の仮想点の軌跡(予測移動曲線)に一致させ、衛星Y軸は太陽自転軸と同一面内に保持する姿勢をとる。姿勢軌道制御系の構成として、観測定常状態では、姿勢決定センサは、X軸回り、Y軸回りが超高精度太陽センサ(UFSS)と慣性基準装置(IRU)が使用され、Z軸回りはスタートラッカ(STT)と慣性基準装置(IRU)が使用される。アクチュエータはモーメントホイールで、アンローディングは磁気トルカにより行われる。

2.2 指向精度要求の実現と擾乱の管理

望遠鏡の指向精度要求を実現するため、熱変形が少なく高剛性の光学架台を設け、指向精度と安定度が要求される

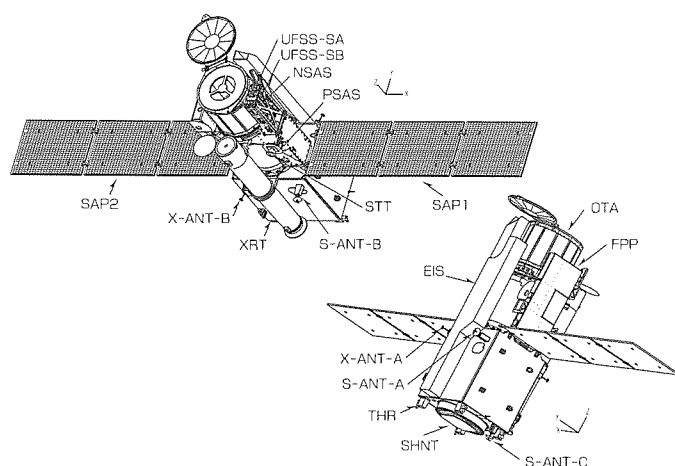


図1. SOLAR-Bの軌道上の外観図

望遠鏡光学系及び姿勢センサはすべてこの光学架台に搭載され、衛星の指向軸、望遠鏡の指向軸はこの光学架台を基準に設定されている。X線望遠鏡及び極紫外撮像分光装置は光学架台を基準とした衛星の姿勢制御により指向精度が実現されるが、可視光磁場望遠鏡は短期(10秒)の指向安定度が0.06秒角(3 σ)という極めて高い指向精度が要求されている。このレベルの指向精度を達成するためには、衛星内の可動物が発生する擾乱による望遠鏡の指向擾乱をコントロールすることが必要になる。

可視光磁場望遠鏡では、直接指向対象である太陽のローカル構造の空間変動を検出し可動鏡により追尾する像安定化制御(コリレーショントラッキング制御)機能を持たせており、これにより、約20Hzまでの低周波の擾乱(姿勢変動、軌道周回の熱変形による指向変動等を含む)に対して指向安定度を確保している。一方、モーメントホイール、慣性基準装置(ジャイロ)等は200Hz近傍までの高い周波数成分の擾乱を発生し、また、このような高い周波数の擾乱を能動的に制御する手段がないことから、SOLAR-Bでは、擾乱源から可視光磁場望遠鏡の指向擾乱に対する擾乱伝達特性を定量的に把握し、擾乱源を適切に配置するとともに、擾乱源に対する擾乱抑制/低減目標を設定するという管理を行っている。

図2に擾乱伝達特性試験の様子を示す。この試験では、軌道上における両端自由の境界条件を模擬するとともに建屋からの振動外乱を防止するためばねでつるして測定を実施した。擾乱源位置に実機が発生するのとほぼ同等の力及びトルク各3成分を加え、応答点には高感度加速度計を配置し、応答点の変位及び角度変位を評価できるようにしている。外乱ノイズの影響を除去することを主目的に、正弦波入力を印加する手法を用い、サブマイクロレベルの微小振動に対する精度の良い擾乱伝達特性データが取得できている。

2.3 熱変形対策

システム構造はセントラルシリンダを持つ箱型のバス構

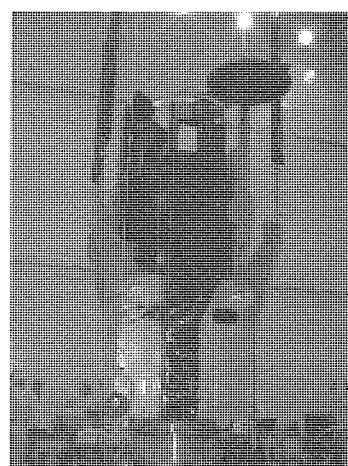


図2. 擾乱伝達特性試験

造と望遠鏡の光学系及び姿勢決定センサを支持する光学架台とからなり、光学架台は、バス部、セントラルシリンダと光学架台支持トラスにより直結する構造となっている。この構造により、バス部の熱変形を光学架台に伝えにくくしている。光学架台はCFRP製のシリンダ構造とし、望遠鏡指向軸及び姿勢決定センサ指向軸のコアライメント要求に対応するため、シリンダ軸方向には熱膨張を極力抑え、シリンダ周方向には軌道上の周回に伴う温度分布を平準化するため高い熱伝導率を持たせるよう、使用繊維、繊維配向を工夫している。光学架台には中央に可視光磁場望遠鏡の可視光望遠鏡部(OTA)が収納され、シリンダ上端にストレスリリーフを介して支持される。光学架台の周囲には、可視光磁場望遠鏡の焦点面観測装置(FPP)、X線望遠鏡(XRT)及び極紫外撮像分光装置(EIS)が取り付けられる。これらは6本のトラスで静定支持し、光学架台との間で相互の変形を伝えないキネマティック支持としている。軌道上でのアライメント変動を抑えるために上記構造上の配慮に加え、軌道1周回で発生する外部熱入力の影響を緩和するため光学架台は徹底した断熱設計とし、これにより、最も厳しいOTA指向軸とUFSS指向軸間の軌道1周回の変動量として変動片振幅で約1秒角を実現している。

2.4 コンタミネーション管理

搭載望遠鏡は高分解能観測を達成するために厳しい清浄度管理要求が設定されており、管理対象は、分子状コンタミネーション及び粒子状コンタミネーションである。このため、望遠鏡の内部清浄度を維持保存する目的で、各望遠鏡の光学系部は、外部に対し閉じた系を構成することを基本にした。この目的で、OTA、XRT、EISは、開口部にドアを設け、軌道上でドアを開放し、太陽光の入射開口を確保する設計としている。また、バス部は、スラストのプルームが汚染源とならないように-Z端に配置するとともに、バスの排気パスも-Z端に限定し、バス内で発生する汚染物質はすべて-Z端から排出される設計としている。この結果、コンタミネーション源としては、望遠鏡自身が汚染源となるものを除き、光学架台、太陽電池パドル及び衛星外表面の多層インシュレーションに限定でき、システムとしてはこれらを汚染源管理の対象としてベーキング等管理条件を設定していく方針である。一方、地上での管理として特殊なものは熱真空試験で、スペースチャンバ内の試験において軌道上では汚染源管理外のバス内の汚染物質によるコンタミネーションも問題となる。この観点から、熱真空試験での望遠鏡の汚染を防止する対策として、バス部ベーキングを実施するとともにチャンバの運転シーケンスも工夫している。初期排気時、シュラウドの常温戻し及び大気圧戻しの過程で望遠鏡内部に微量の清浄なガスを導入し、外部からの汚染物質の侵入を防止するプロセスを取り込んでいる点が特長である。

2.5 開発状況

2001年9月には、新規開発品である観測機器の電氣的インタフェース確認、テレメトリ・コマンドインタフェースの確認、観測機器系総合動作の確認を目的としたプロトモデル試験を実施し、観測機器はフライトモデルの詳細設計に移行した。2002年5月から、構造設計の確認を目的とした構造モデル試験、熱設計の確認を目的とした熱モデル試験をそれぞれ実施した。構造モデル試験では、SOLAR-Bの打ち上げロケットであるM-Vの打ち上げ環境として規定される機械環境条件に基づき、システムレベルの環境試験を実施した。環境試験としては、音響試験、ランダム振動試験、低周波衝撃試験、分離衝撃試験、火工品衝撃試験を実施し、構造特性の取得とともに、構造設計の妥当性の評価、搭載機器の機械環境レベルの評価を行った。供試体は構造試験モデルであるが、システム構造は、機器パネルの一部を除き、フライト品である。また、大型の構造物である望遠鏡は、フライト品と同等の構造を持つ供試体を用いた。SOLAR-Bの特長である望遠鏡指向軸のアライメント評価、擾乱伝達特性の評価、熱変形による望遠鏡指向軸の変動評価もこの試験の中で行っている。熱モデル試験としては、熱試験モデル(構造試験モデルに熱実装を施したもの)を用いて、ISASのスペースチャンバで熱平衡試験を実施した。熱平衡試験では、衛星全体の熱設計、熱インタフェース条件の妥当性確認及び可視光磁場望遠鏡(SOT)の熱設計検証を目的とした。外部熱入力の模擬は、スキニヒーターを用いたIR法である。

2002年12月の熱変形試験の終了をもって一連の開発試験を完了した。現在は、バス機器、観測機器ともフライト品の製造に移行している。

3. 可視光望遠鏡の開発状況

3.1 可視光望遠鏡の概要

可視光磁場望遠鏡(SOT)は0.2秒角の空間分解能で太陽を可視光域の観測を行うことを目的とした観測センサで、機器構成を図3に示す。

可視光磁場望遠鏡(SOT)は、口径50cmのアプラナティックグレゴリアン光学系を持つ可視光望遠鏡(OTA)と、フィルタベクトルマグネットグラフ及び偏光分光装置を搭載

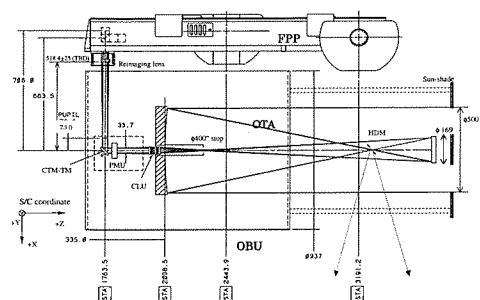


図3. 可視光磁場望遠鏡(SOT)の機器構成

する焦点面観測装置(FPP)からなり、観測視野角は約400秒、空間分解能は回折限界相当の0.2秒角である。焦点面観測装置(FPP)内に設置された太陽粒状斑(はん)を利用した指向センサと可視光望遠鏡(OTA)内に設置したティップティルト鏡により0.06秒角(3 σ)という高精度な追尾精度機能を実現する。このうち可視光望遠鏡(OTA)を当社が担当し、焦点面観測装置(FPP)はNASAが開発を担当している。可視光望遠鏡は、図4に示すように、口径50cmの超低膨張ガラス製の主鏡と副鏡、及びコリメータレンズユニットで構成され、CFRP製のトラス構造体で各光学素子を支えている。主鏡の裏側には画像安定化用のティップティルト鏡が配置されている。

3.2 超低膨張CFRP望遠鏡構体

軌道上の熱環境下での光学系の寸法安定性を確保するために光学機器構造に使用する材料としては従来は熱膨張係数が0.5ppm/°C程度のインバー系合金を用いていたが、光学機器の大型化に伴って軽量化が不可欠となり、可視光望遠鏡では熱膨張係数が0.1ppm/°Cの超低膨張の炭素繊維強化プラスチック(CFRP)を用いた接着一体構造を採用している(図5)。

3.3 地上組立調整試験

地上重力下での光学系の調整及び光学性能評価は、望遠鏡の大口径化に伴い自重変形等の誤差を生じるため工夫を要する。このため、可視光望遠鏡では、平面鏡と干渉計を用いたダブルパス光学系を構築し、重力の影響を排除するために望遠鏡開口部を上向状態と下向状態で各々波面誤差を測定して平均化することによって無重力相当の光学性能評価を得る方法を採用している(図6)。また、測定系も0.2秒角の分解能相当を評価するために1/40 λ (15nm)の測定精度を実現している。

3.4 画像安定化技術

衛星バス側の姿勢制御系だけでは追尾精度は1秒角程度が限界である。一方、可視光望遠鏡の0.2秒角の分解能を満足するためには10秒間で0.06秒角(3 σ)の追尾精度が必要である。このため、可視光望遠鏡では、焦点面観測装置(FPP)内の光学センサで検出した画像ぶれ信号を用いて2軸のティップティルト機構の付いた反射鏡を高速に駆動させることで画像を安定化させている(図7)。可視光望遠鏡(OTA)では20Hzまでの画像ぶれを抑制できる。

3.5 開発状況

2001年から2002年にかけて、音響試験、構造モデル試験、衛星バスと一体となった熱モデル試験を実施し、打ち上げロケットの機械環境条件下での構造体強度、大型ガラス反射鏡強度、光学アライメント安定性、光学系太陽光入射光の排熱設計の妥当性等について評価を実施した。また、真空チャンバを用いて、熱真空環境下で軌道上の温度をほぼ模擬した状態での光学性能の評価を実施している。

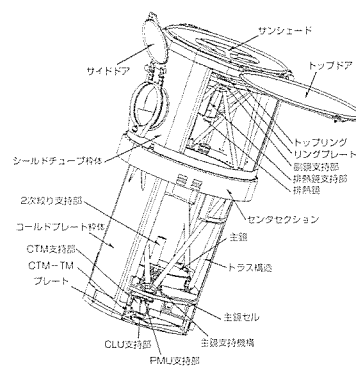


図4. 可視光望遠鏡(OTA)の外観図

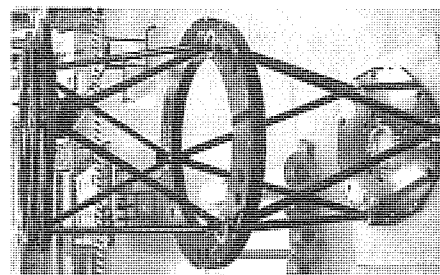


図5. 超低膨張CFRP望遠鏡構体

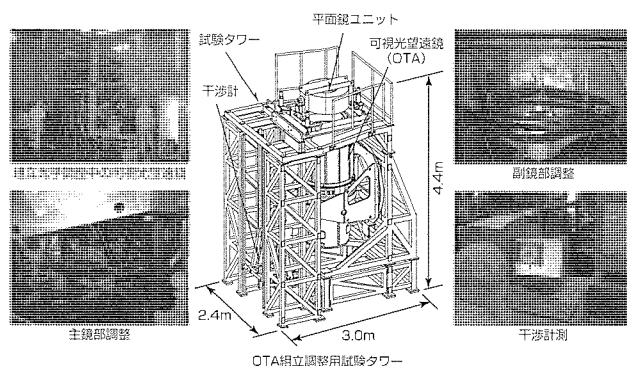


図6. 地上組立調整試験系

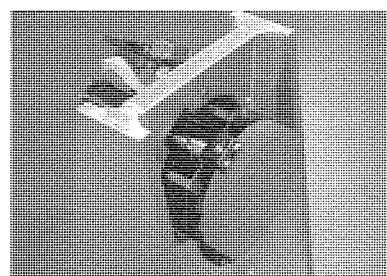


図7. 画像安定化用ティップティルト機構

2003年3月の熱光学試験の終了をもって一連の開発試験を完了し、現在は、フライト品の設計、製造に移行している。

4. むすび

この開発遂行に当たり、ご指導いただいている宇宙科学研究所及び国立天文台を中心とするSOLAR-B開発チームに謝意を表す。

宇宙環境信頼性実証システム “SERVIS”が拓く低軌道標準衛星

安光亮一郎*
桐谷浩太郎*
松岡 忍**

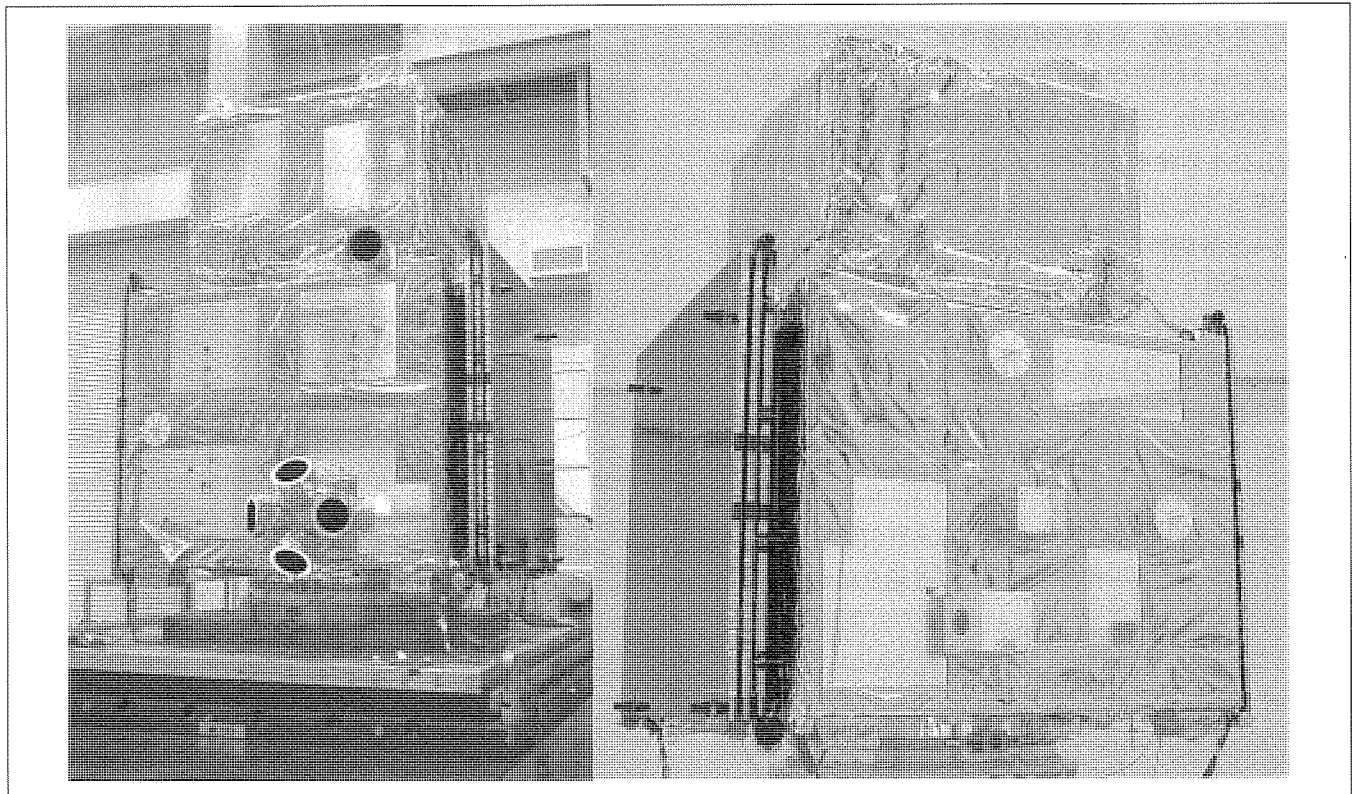
要 旨

SERVIS(Space Environment Reliability Verification Integrated System：宇宙環境信頼性実証システム)プロジェクトは、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)及び(財)無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)により推進されている。三菱電機は、USEF指導の下、SERVIS宇宙機の開発を進めている。

今後の宇宙機開発において開発コスト削減は、特に宇宙環境の利活用を考えた場合、極めて重要な課題である。SERVISプロジェクトでは、コスト削減の手段として民生部品及び民生技術使用の活用実証を目的としており、SERVIS宇宙機1号機(SERVIS-1, 2003年10月打ち上げ予定)には民生用CPUを採用した姿勢制御系、データ処理の統合化を目標としたスターセンサ統合型衛星制御装置(SIS)、リチウムイオン電池の宇宙用セル化を目標としたリチウムイオンバッテリー(LIB)などを搭載している。これら

は、衛星の小型化・軽量化をも目的として開発されている。さらに、USERS(2002年9月10日打ち上げ)、SERVIS-1及びSERVIS宇宙機2号機(SERVIS-2, 2005年度打ち上げ予定)で習得したバス設計・製造技術を段階的に活用していくことにより、バス設計・製造にかかるリカリングコストを削減する。また、SERVIS-2のシステム設計では、さらに最新のシステムエンジニアリング標準(ANSI/EIA632)の手法を積極的に取り込み、システム上流設計を充実させることを目的としている。当社鎌倉製作所の既存各種システムエンジニアリング手法(プロセスガイダンスシステムなど)と結合し、衛星設計の無駄を排除し、コスト削減の推進を図っている。

本稿では、現在2号機まで計画されているSERVIS宇宙機の現状と意義について述べる。



SERVIS宇宙機1号機の外観

SERVIS宇宙機1号機は、2003年10月の打ち上げに向けて、順調に最終試験(プロトフライト試験)が続けられている。写真左は、振動試験中の実機である。また、写真右は音響試験準備中の実機である。SERVIS宇宙機2号機も1号機と同様の構体を持ち、様々な民生部品の宇宙実証を続ける。

1. ま え が き

近年の宇宙開発においては、CFB(Cheaper, Faster, Better:より安く、より短期間で、より良い製品を)がキーワードとして定着しつつある。このような現状では、予算や開発期間などのコストを削減しながら、どのように高い信頼性を実現するかということが重要な課題となる。現在2号機までの開発計画を持つSERVISプロジェクトでは、低価格の民生部品・民生技術の宇宙実証を行い、低コストでありながら高信頼性を持つ宇宙機開発のためのデータベース構築を目的としている。また、同プロジェクトは、LEO(Low Earth Orbit:低軌道)標準宇宙機バスを開発することも目的としている。軌道高度500~1,500kmのLEOは地球観測などに適した高度であるため、LEO宇宙機は今後の需要が見込まれる分野である。また、標準宇宙機バスとは、ミッションにかかわらず、すべての宇宙機に標準的に必要と考えられる姿勢制御系や通信系などの機器を標準化し構成したセットである。

本稿では、2003年10月の打ち上げを控えたSERVIS宇宙機1号機と2005年度に打ち上げ予定のSERVIS宇宙機2号機について、開発の現状と意義を述べる。

2. SERVISプロジェクト

2.1 目的と波及効果

SERVISは、現状2号機までの開発計画が予定されている。SERVIS宇宙機を含むプロジェクトの最終目的は宇宙機バス及びバス機器等の低コスト化であり、このために次の設計データベースを構築する。

- 宇宙環境に適応可能な民生部品・民生技術のデータベースの構築
- 民生部品評価及び機器設計の両ガイドラインデータベースの作成

上記の目的を考慮したSERVIS宇宙機の設計方針は次のとおりである。

(1) 民生部品・民生技術の宇宙実証

搭載実験ペイロードを適切に宇宙実証できるよう設計開発を行う。

(2) ミッション要求の達成

SERVIS宇宙機は短いスケジュールと限られたコストの範囲内で開発が行われている。SERVISの前プロジェクトであるUSERS(Unmanned Space Experiment Recovery System:次世代型無人宇宙実験システム)宇宙機をベースとすることにより、効率的で確実な宇宙機開発手法の確立を進め、確実なミッション要求達成を実現する。特にSERVIS宇宙機2号機においては、システム上流設計を充実させミッション要求の確実なフローダウンを図る。

(3) 汎用低コスト宇宙機システムの構築

USERSの経験を生かすとともに、2機のSERVIS宇宙機開発を通じて汎用低コストバス開発を行う。構体設計に関して、リカリングコスト削減の観点から、SERVIS宇宙機1号機バスはUSERSバスと同一の構体を使用する。また、SERVIS宇宙機2号機は1号機の実験機器の一部をバス機器化する。

(4) 外部インタフェースに関する宇宙機設計の標準化

打ち上げ機、射場設備、運用管制システム、組立試験設備及び開発支援システムなどの外部インタフェースについて、宇宙機設計の標準化を進めることにより、それらとの整合性を高める。

SERVIS宇宙機は、搭載実験機器質量1トン程度のLEO標準宇宙機バスという位置付けを目標としている。標準宇宙機の確立は宇宙の利活用を大きく進めることになる。また、搭載ミッションとして、単一LEO宇宙機による地球観測だけでなく、量産型の標準宇宙機を用いた群宇宙機によるミッションも考えられる。例えば、近接編隊飛行形態を用いた通信宇宙機システムや太陽発電宇宙機システムのような新たなミッション技術開発への端緒となることが考えられる。

2.2 SERVIS Virtual Integration

従来、宇宙ビジネスのインフラストラクチャ構築には次のような組織的な課題があった。

- (1) 企業間での共同作業における文書形態の不整合性
- (2) 企業間での膨大な紙ベースでの情報交換を行うことによる情報伝達の非効率性
- (3) 突発的な設計変更要求に対する非即応性

このような課題に対処するために、開発支援システムとしてSERVIS Virtual Integration(SERVIS開発支援システム、以下“SERVIS V/I”という。)を用いて設計・解析を行っている。このシステムは、宇宙機の設計製造の低コスト化・短納期化を目指し、計算機及びネットワークにより宇宙機の設計・製造・運用に関する情報の一元化を行うものであり、特に対外インタフェースの改善が考慮されている。SERVIS V/Iでは、計算機及びネットワークを用いた次の手法を採用し、以下のような改善を重ねている。

- 使用ソフトウェア、様式標準の規格化
- 全情報の電子化
- 全情報の共通データベース化
- 宇宙機を設計・開発するための共通情報システム構築

3. SERVIS宇宙機1号機

3.1 概要

SERVIS宇宙機1号機(以下“SERVIS-1”という。)は、宇宙機バス部と実験ペイロード部からなり、図1に示すように、バス部、ペイロード部及び2翼の太陽電池パドルが

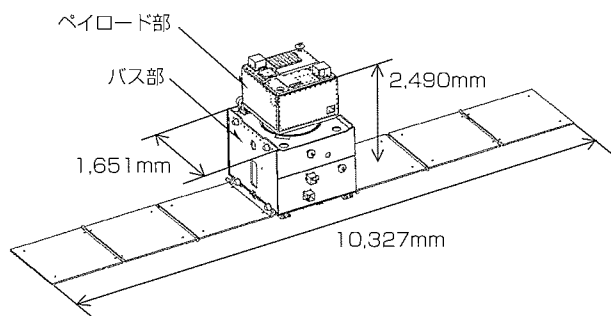


図1. SERVIS-1の軌道上外観図

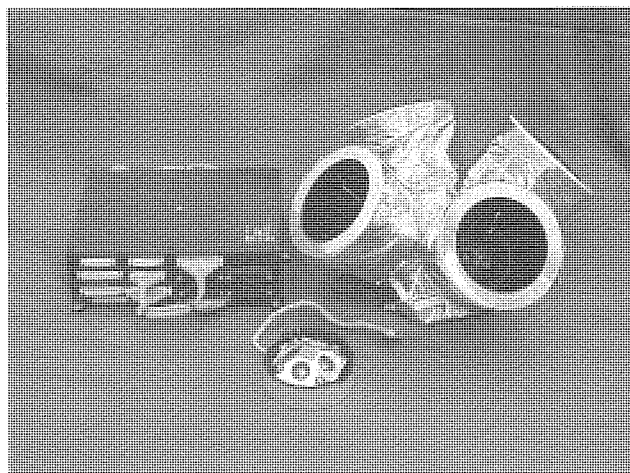
ら構成される。打ち上げ時質量は約860kgであり、運用軌道高度1,000km、軌道傾斜角99.5°の太陽同期トワイライト軌道を周回する。SERVIS-1は、2003年10月にロシアのプレセック射場からROCKOTロケットにより打ち上げられる予定である。プレセック射場への輸送は空輸による。また、空輸後のチェック、推進充填(じゅうてん)・火工品取付け及び打ち上げ機との結合作業などの射場作業期間は約1か月である。

バスシステムは、熱構造制御系、電源系、太陽電池パドル系、統合化宇宙機制御系、通信系、姿勢軌道制御系、推進系及び計装系から構成される。宇宙機バス部設計に当たっては、宇宙機開発の低コスト化及び宇宙機開発工程標準化の観点から、USERSにおけるバス設計実績をできるだけ活用している。SERVIS-1バスの設計変更は次のようになる。

- (1) 太陽同期トワイライト軌道採用による太陽電池パドル系の小型化、熱制御系の変更
- (2) 低コスト化・小型標準バス実現のため、電源系の変更
- (3) 各個別機器について、軌道変更に伴う放射線レベル(トータルドーズ及び陽子・重粒子量子線量)の増加に対する設計変更

SERVIS-1では、9種類の実験機器、環境計測装置及び部品単体試験装置の計11個のペイロードが搭載される。当社は、SIS⁽¹⁾(Satellite Controller Integrated with Star Sensors: スターセンサ統合型宇宙機制御装置、図2)とLIB⁽²⁾(Lithium Ion Battery: リチウムイオンバッテリー、図3)の開発を行った。SISは、センサの統合化及び姿勢制御とデータ処理の統合化を目標とし、民生用CPUを採用し高性能かつ低価格を実現している。民生部品は、あらかじめ使用環境に基づき設計した各種試験を行い耐性の強い部品を選択し、さらに信頼度を高める設計が試されている。SISは、スターセンサによる宇宙機の姿勢決定を行い、精太陽センサ、地球センサなどの姿勢基準を必要としない。また、粗太陽センサと粗レートセンサを含んでおり、異常時にはこれらを用いて太陽指向モードへ移行する。LIBは、ニッケル水素バッテリーの2倍のエネルギー密度

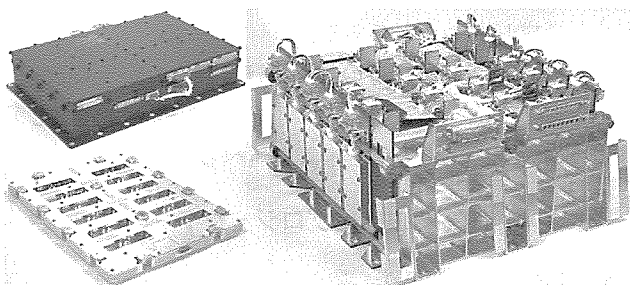
左: スターセンサ制御装置(SISE) 右: スターセンサヘッド(SISH)



中前: 粗太陽センサ(SISS)

図2. SISの外観

左上: 充放電制御器(BCDU) 左下: 擬似負荷(BLOAD)



右: リチウムイオンバッテリーモジュール(LIBM)

図3. LIBの外観

を持つリチウムイオン電池の宇宙用セル化を目的としている。このことは、従来のニッケル水素バッテリーに比べて、半分のバッテリー質量にできることを意味し、宇宙機の小型・軽量化の一助となり、価格も従来の約半分となることが考えられる。

宇宙機運用については、USERSと同様に、USOC(USEF Space Operations Center: USEF運用管制センター)において関係各社協力の下で行われる。軌道上定常運用フェーズに移行後は、実験ペイロードの運用が行われる。運用期間は打ち上げから2年間とし、その間に各実験ペイロードの宇宙実証を段階的に実施していく。

3.2 開発方式

SERVIS-1の宇宙機バス部は、USERSの実績と開発方式を踏襲している。システム試験は以下を実施する。

- (1) 電気噛(かみ)合わせ試験

ダミー構体にフライト用システムハーネス及び環境試験前の各コンポーネントを搭載して、電源インタフェース試験、通信インタフェース試験等を行い、電源・通信等のインタフェースの整合性を確認する。電気噛合わせ試験終了後、各コンポーネントは各担当会社で環境試験を実施し、

最終的なフライト品となる。システム電気噛合わせ試験は、2002年4月末から6月末にかけて当社鎌倉製作所(以下“鎌電”という。)で行われた。システム電気噛合わせ試験は、エンジニアリングモデル(EM)を製作せずプロトフライトモデル(PFM)のみ製作するSERVIS-1において、システムプロトフライト試験における電氣的インタフェース関連の問題発生を事前に除去し、各機器の出戻りによる開発スケジュールの遅延を避けるために実施するものである。ここで、確認が必要とされる電氣的インタフェースの課題は次のようになる。

- バス機器の基本性能の確認
- 各実験ペイロードをシステムに組み込んだ際の相互電磁干渉(EMI)の確認
- 各実験ペイロードとシステム間での電源/電力インタフェースの確認
- 各実験ペイロードとシステム間での通信インタフェース整合性の確認

(2) ペイロードユニット(PLU)構造モデル試験

各コンポーネントの構造モデル(SM)を製作し、実構体に搭載して静荷重試験、振動試験等の試験を行い、構造設計の妥当性を確認する。PLU構造モデル試験は、2002年2月末から3月末にかけて鎌電で行われた。試験終了後、実験ペイロード類の構造モデルは取り外され、PLUはリファビッシュされ、フライト品となる。参考までに、SERVIS-1のバス構体については、基本的にUSERSのサービスモジュールと同一の設計としたため、USERSのバス構体試験の成果を踏まえ、解析を主体としている。

(3) プロトフライト試験

フライトの構体に最終的なフライト品を搭載したシステムプロトフライトモデル(PFM)を用いて、フライトに供するための最終的な検証を行う試験である。SERVIS-1のプロトフライト試験(PFT)の目的は、SERVIS-1のPFMを用いて、フライトに供するための最終的な検証を行うものである。PFMは、システム電気噛合わせ試験で製造した機器及び構造試験を行ったPLUをリファビッシュしたものと、PFMフェーズで新たに製造してフライトに供するハードウェアから構成される。これらの機械環境試験及び電気性能試験により、SERVIS-1がフライト品質を持つことを確認する。

4. SERVIS宇宙機2号機

SERVIS-1の開発と並行して、2005年度に打ち上げが予定されているSERVIS宇宙機2号機(以下“SERVIS-2”という。)の開発が進められている。2号機においては、1号機の成果をできるだけ反映しながら、新たな民生部品の宇宙実証を行う予定である。設計開発に与えられた期間は約3年間であり、将来型低コスト宇宙機システムの開発手

法の更なる基盤の構築が求められている。SERVIS-2は、システムエンジニアリング手法を積極的に取り入れている。例えば、最新のシステムエンジニアリング標準(ANSI/EIA632)の手法を積極的に取り込み、鎌電の既存各種システムエンジニアリング手法(プロセスガイダンスシステム、DUETなど)と結合することを試みている。また、当社における従来の宇宙機開発では行わなかったシステムアーキテクチャ設計審査(System Architecture Design Review: ADR, システムからサブシステムへの基本仕様仕様を審査)やサブシステム要求審査(SubSystem Requirement Review: SSRR, サブシステムからシステムに提案された詳細仕様仕様を審査)を行い、システム上流設計を充実させている。SERVIS-2で得られたシステム設計に関する知見は、ナレッジのビジブル化を行い、今後の宇宙機開発に役立てる。

SERVIS-2は、SERVIS-1と同様のバス部/ペイロード部/2翼の太陽電池パドルから構成される。打ち上げ時質量は約800kgであり、運用軌道高度1,200kmの太陽同期トワイライト軌道を周回する。また、8種類の実験機器、環境計測装置及び部品単体試験装置の計10個のペイロードが搭載される。当社は、ASM(Advanced Satellite Structure Experimental Module: 先進宇宙機構体実験モジュール)とAPE(Advanced Position Deflection Experiment System: 先進的測位実験装置)の2種類の実験装置の設計開発を進めている。ASMは、電子機器・計装系を構体パネルに組み込み、実装効率を向上させた低価格構体パネル実験装置であり、従来はバス機器に占領されていた面積をペイロードへ提供して宇宙機の小型化・軽量化を進めるものである。また、APEは、民生用測位モジュールの耐宇宙環境性を実証することを目的としている。GPS測位誤差のうちGPS宇宙機位置誤差について、SERVIS-2を用いて実時間で推定し、GPS測位精度の向上を目指して開発が進められている。

5. むすび

本稿では、SERVIS宇宙機の現状と意義について述べた。SERVISシリーズを通じて、小型LEO標準宇宙機の実現化を行い、宇宙環境の利活用が更に推進されるものと考えている。

参考文献

- (1) Kawano, H., et al.: New Light Shielding Technique for Shortening the Baffle Length of a Star Sensor, SPIE 47th Annual Meeting (2002)
- (2) 清水康弘, ほか: SERVIS宇宙機搭載によるリチウムイオンバッテリーの宇宙実証, 第46回宇宙科学技術連合講演会(2002)

宇宙用リモートセンシング動向

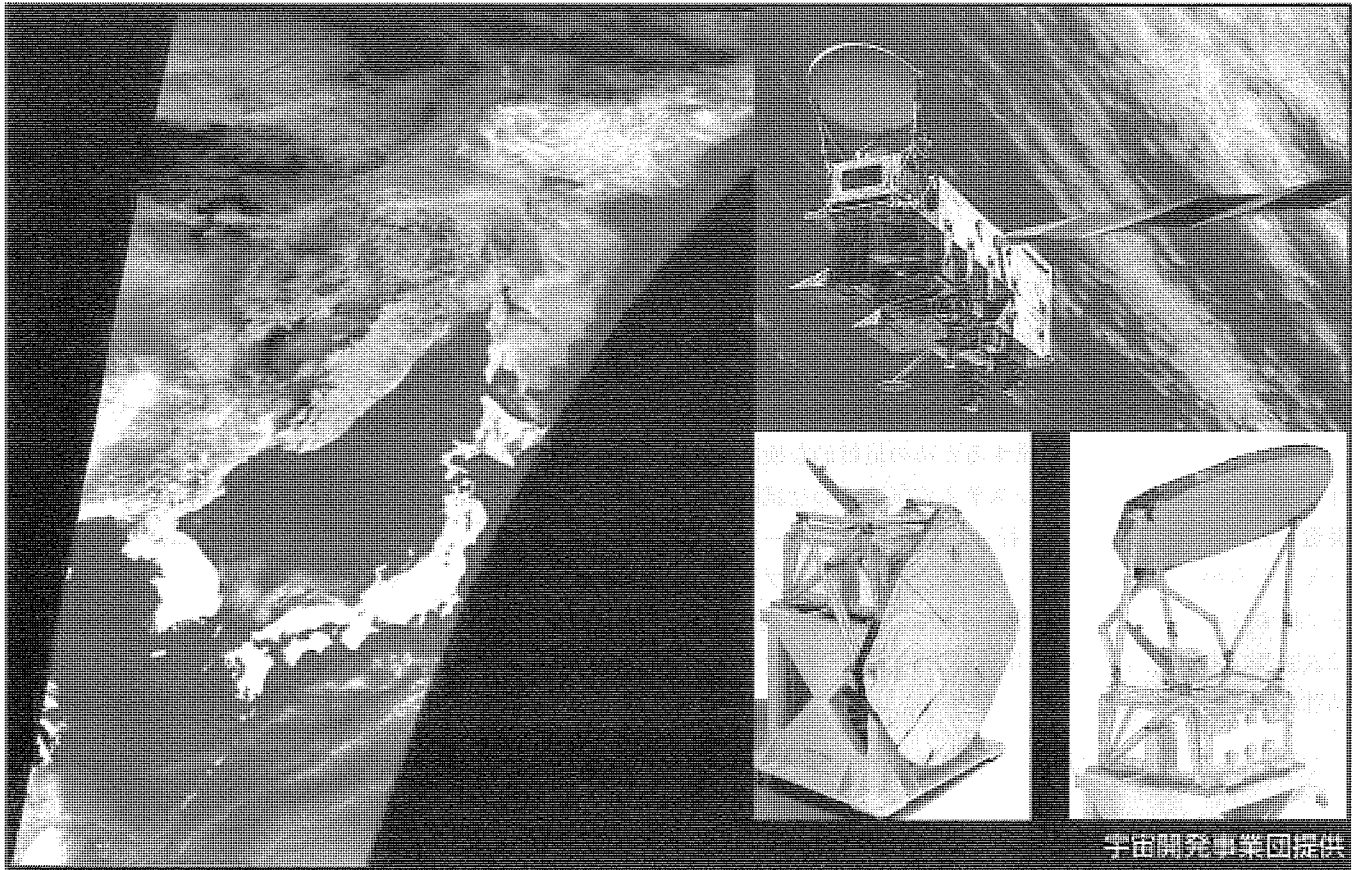
要 旨

三菱電機における観測衛星搭載用センサ開発は1987年に打ち上げられた海洋観測衛星1号(MOS-1)搭載用マイクロ波放射計(MSR)の開発に始まる。以来、電波センサでは、受動型の高性能マイクロ波放射計や能動型の合成開口レーダを、光学センサでは、受動型の高性能可視近赤外放射計、短波長赤外放射計や能動型のレーザーレーダなど、ロケット打ち上げ時の振動や、過酷な宇宙環境において高度な観測性能を実現するため技術開発を続けてきた。

2002年5月と12月に打ち上げられた2台の高性能マイクロ波放射計は、連日それぞれ異なる時間帯に取得した情報を提供することにより、地球規模の水循環のモニタリングとモデリングに全世界で有効利用されている。

2004年度に打ち上げられる予定の陸域観測技術衛星(ALOS)では、高性能可視近赤外放射計2型(AVNIR-2)とフェーズドアレイ方式Lバンド合成開口レーダ(PALSAR)により土地利用や地形情報など主に陸域に関する情報を提供する計画である。

今後、宇宙用リモートセンシング技術の活用により、より多彩な観測波長やバンド数、観測手段の多様化、観測対象や利用領域の拡大が可能となる。地球環境監視や災害監視のためのデータ提供や、地理情報システム(GIS)と融合した新しい情報提供などを実現し、社会の安心と安全に貢献することを目指している。



マイクロ波放射計の外観と観測画像例

2002年に打ち上げられた2式のマイクロ波放射計は、地球規模の水循環に関するデータを提供し続けている。改良型マイクロ波放射計(AMSR-E)は、打ち上げ時収納状態から軌道上でアンテナを展開する機構を備えることにより、環境観測技術衛星(ADEOS-II)に比較して小型の米国地球観測衛星AQUA(EOS-PM1)への搭載が可能となった。

表1. 当社が開発担当した衛星搭載用リモートセンシング機器一覧

搭載衛星	略号	愛称	開発機関	打ち上げ	搭載センサ	略号	開発機関	備考
海洋観測衛星1号	MOS-1	もも1号	NASDA	1987年2月	マイクロ波放射計	MSR	NASDA	
地球資源衛星1号	JERS-1	ふよう1号	NASDA	1992年2月	合成開口レーダ	SAR	JAROS	プライムとしてアンテナ部などを開発
					光学センサ	OPS	JAROS	SWIR用検出器を開発
地球観測プラットフォーム技術衛星	ADEOS	みどり	NASDA	1996年8月	高性能可視近赤外放射計	AVNIR	NASDA	
地球観測衛星	EOS-AM1	Terra	NASA(米国)	1999年12月	資源探査用将来型センサ	ASTER	JAROS	短波長赤外放射計(SWIR)を開発
地球観測衛星	EOS-PM1	AQUA	NASA(米国)	2002年5月	改良型マイクロ波放射計	AMSR-E	NASDA	
環境観測技術衛星	ADEOS-II	みどり2号	NASDA	2002年12月	高性能マイクロ波放射計	AMSR	NASDA	
陸域観測技術衛星	ALOS	-	NASDA	2004年夏期	高性能可視近赤外放射計2型	AVNIR-2	NASDA	
					フェーズドアレー方式Lバンド合成開口レーダ	PALSAR	JAROS/NASDA	搭載電子機器をJAROS契約の下で開発
ミッション実証衛星	MDS	-	NASDA	計画中止	ライダー実験機器	ELISE	NASDA	地上実験機器(E-LIDAR)としてH14年度に開発完了
宇宙ステーション日本実験棟	JEM	きぼう	NASDA	2007年11月	超伝導サブミリ波リム放射サウンダ	SMILES	NASDA	HTVで打ち上げ

注 NASDA：宇宙開発事業団 JAROS：衛星資源探査用観測システム研究開発機構

1. まえがき

当社における観測衛星搭載用センサの開発は、1987年に打ち上げられた海洋観測衛星1号(MOS-1)搭載用マイクロ波放射計(MSR)の開発に始まる。以来、電波センサでは、受動センサの高性能マイクロ波放射計や能動センサの合成開口レーダを、光学センサでは、受動センサの高性能可視近赤外放射計、短波長赤外放射計や能動センサのレーザーレーダなどを開発してきた。

本稿では、当社が担当してきた観測衛星搭載用センサの開発意義、役割などを紹介するとともに、宇宙用リモートセンシングの動向について述べる。

2. リモートセンシング機器開発の実績

表1に、当社が開発を担当した衛星搭載用リモートセンシング機器一覧を示す。なおMSR, AMSR, AMSR-E, AVNIR, AVNIR-2, ELISE, E-LIDAR, SMILESは宇宙開発事業団(NASDA), JERS-1搭載用SAR及びOPS, ASTER/SWIR, PALSAR電子機器部は衛星資源探査用観測システム研究開発機構(JAROS)の指導の下に開発したものである。PALSAR電子機器部は宇宙開発事業団に引き渡された後にPALSARシステムとして完成し、打ち上げられる。

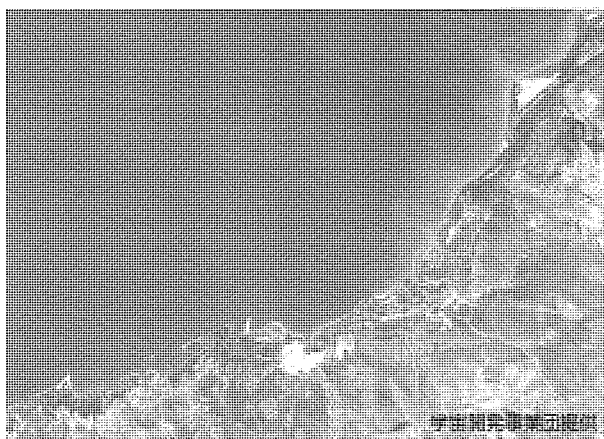


図1. AVNIR画像例(オーストラリア西部)

3. リモートセンシング機器の活躍状況

3.1 陸域観測

1996年に打ち上げられた地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)搭載用高性能可視近赤外放射計(AVNIR)は、図1のような可視画像を高分解能マルチバンドで提供し、植生や土地利用状況把握に利用されてきた。AVNIR外観を図2に示す。2004年度に打ち上げ予定の陸域観測技術衛星(ALOS)では、高性能可視近赤外放射計2型(AVNIR-2)とフェーズドアレー方式Lバンド合成開口レーダ(PALSAR)により土地利用や地形など陸域情報を提供する計画である。

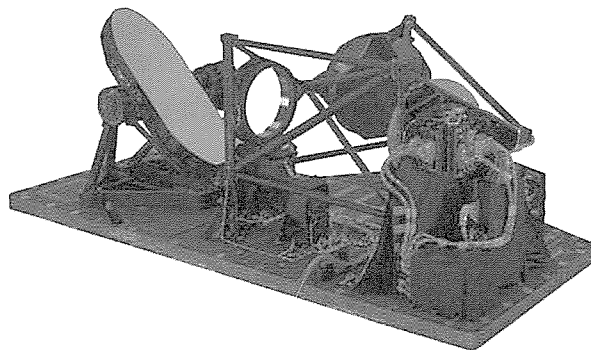


図2. AVNIR外観

3.2 資源探査

1992年に打ち上げられた地球資源衛星1号(JERS-1)合成開口レーダ(SAR)は、地形情報を提供するとともに、地中まで電波が侵入するLバンドの特性を生かして遺跡発見や資源探査に活用された。また、1999年に打ち上げられた米国地球観測衛星Terra(EOS-AM1)搭載の資源探査用将来型センサ(ASTER)は打ち上げ後60万シーンを超える撮像を実施し、データ配布量は日米合わせ100万シーン

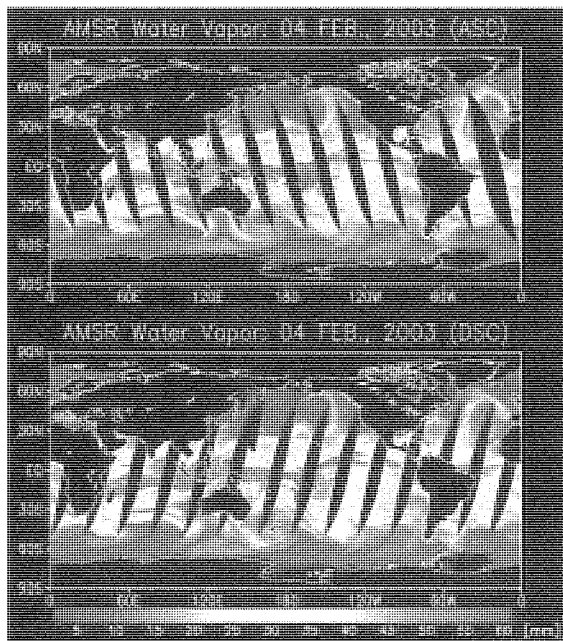
を超えている。資源探査用将来型センサ(ASTER)は可視近赤外3バンド、短波長赤外6バンド、熱赤外5バンドの3種類のセンサから構成されており、当社が担当した短波長赤外放射計(SWIR)は地形情報を提供するとともに、主に鉱物資源探査に役立つデータを提供し続けている。

3.3 水循環モニタリング

2002年5月と12月に打ち上げられた2台の高性能マイクロ

表 2. AMSRの主要諸元

項目		性能									
観測周波数及び偏波	周波数(GHz)	6.925	10.65	18.7	23.8	36.5	89A	89B	50.3	52.8	
	帯域幅(MHz)	350	100	200	400	1,000	3,000	3,000	200	400	
	偏波	水平/垂直					垂直				
温度分解能(K以下)		0.34	0.7	0.7	0.6	0.7	1.2	V1.2/H1.4	1.8	1.6	
(目標)		0.3	0.6	0.6	0.55	0.65	1.1	1.1	1.74	1.3	
ダイナミックレンジ(K)		2.7~340									
ビーム幅(°)		1.8	1.2	0.65	0.75	0.35	0.15	0.15	0.25	0.25	
サンプリング間隔(km)(公称)	(衛星進行方向)	10					5		10		
	(走査方向)	10					5		10		
メインビーム効率		90%以上									
オフナディア角(°)(公称)		46.7(地表入射角約55°相当)									
走査角(°)(公称)		-61~+58	±61(観測幅:約1,600km相当)								
走査周期		1.5s±1%									
周波数レジストレーション		EI方向±0.12°, Az方向±0.12°(89GA基準, 89GB除く)									
リニアリティ		±1%RMS以内									
量子化ビット		12ビット	10ビット								



宇宙開発事業団提供

図 3. AMSR画像例(全球の水蒸気分布)

波放射計(AMSR)(表2)は、海洋観測衛星1号(MOS-1)搭載用マイクロ波放射計(MSR)に対して地表分解能や温度分解能において格段に性能向上したものであり、連日それぞれ異なる時間帯に取得した情報を提供することにより、地球規模の水循環のモニタリングとモデリングに全世界で有効利用されている(図3)。

3.4 大気観測

国際宇宙ステーションを構成する日本宇宙ステーション取付け型実験モジュール(JEM)に搭載する計画で開発を進めている超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(SMILES)は、オゾン層破壊メカニズムの究明を目的とし、リム放射サウンディングと呼ばれる周縁大気観測によってO₃, ClO_x, HCl, HO_x, BrOなど成層圏大気中の微量ガスのグローバルな三次元分布を観測する予定である。

4. 国際協力としての位置付け

地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)やその後継機である環境観測技術衛星(ADEOS-II)は我が国の開発した地球観測衛星であり、我が国のセンサとともに諸外国で開発された多数のセンサを搭載しており、地球環境モニタリングという地球規模の課題に国際協力しながら取り組んでいる。同様に、米国NASAの開発した地球観測衛星Terra(EOS-AM1)には我が国の開発した資源探査用将来型センサ(ASTER)が、またNASAの地球観測

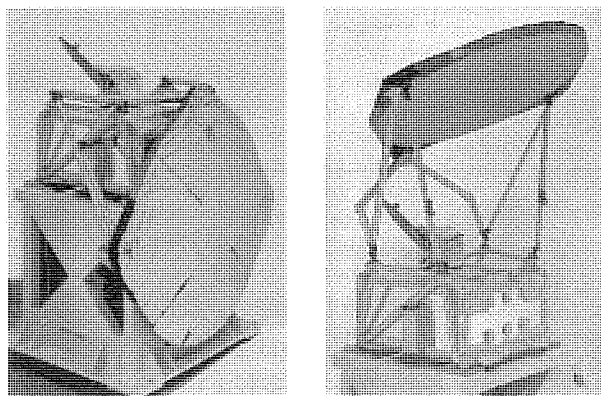
シリーズ衛星の次号機に当たる地球観測衛星AQUA(EOS-PM1)には改良型マイクロ波放射計(AMSR-E)が搭載されており、諸外国と分担してセンサを提供することにより国際貢献を果たしている。

米国地球観測衛星Terra(EOS-AM1)と環境観測技術衛星(ADEOS-II)は太陽同期準回帰軌道と呼ばれる衛星軌道を周回しており、太陽入射角が同様な条件で同じ時間帯に観測対象のデータを取得可能である。また、米国地球観測衛星AQUA(EOS-PM1)は太陽入射角が同様で、異なる時間帯のデータを取得可能である。これらの特長を生かして、同じ観測条件下で取得した多種多様なセンサの観測データを比較評価したり、高性能マイクロ波放射計(AMSR)と改良型マイクロ波放射計(AMSR-E)のように同種センサにより時間変化に伴う観測対象の変化を監視するなど、国際協力ならではの大規模かつ有機的な衛星運用とデータ利用がなされている。現在軌道上で活躍しているこれらセンサの取得データは、米国NASA地上局を経由して我が国のNASDA、(財)リモートセンシング技術センター(RESTEC)、(財)資源・環境観測解析センター(ERSDAC)で画像処理された後、日々インターネットなどを通じて公開されており、全世界的なユーザー、研究者などに利用されている。

5. 技術開発

5.1 受動電波センサ

高性能マイクロ波放射計(AMSR)では、難度の高いミリ波帯(約90GHz)の受信機を開発し、トータルパワー方式放射計を実現するとともに、軌道上で直径約2mの大型アンテナを40r/minで回転させることで全地球規模の高温度分解能の観測を実現している。また、改良型マイクロ波放射計(AMSR-E)(図4)では、打ち上げ時収納状態から軌道上でアンテナを広げる展開機構や軌道上バランス調整機構を具備することにより、環境観測技術衛星(ADEOS-II)に比較して衛星サイズが小型の米国地球観測衛星(EOS)



(a) 打ち上げ時収納状態 (b) 軌道上展開状態
(アンテナ有効開口径φ1.6m, 軌道上40r/minで回転)

図4. AMSR-Eセンサユニット

宇宙開発事業団提供

への搭載が可能となった。

続く日本宇宙ステーション取付け型実験モジュール(JEM)搭載型実験用超伝導サブミリ波リム放射サウンド(SMILES)では、640GHz帯高精度修整鏡面アンテナを新規開発するとともに、超伝導デバイス/機械式4K冷凍機(宇宙開発事業団(NASDA)/通信総合研究所(CRL)開発)を搭載し、世界初の超伝導技術の宇宙利用を目指している。

5.2 能動電波センサ

宇宙用合成開口レーダ(SAR)の技術開発は地球資源衛星1号(JERS-1)搭載用合成開口レーダ(SAR)の開発に始まり、衛星搭載センサでは世界初となるLバンド合成開口レーダ(SAR)画像を取得した。続く陸域観測技術衛星(ALOS)搭載用フェーズドアレイ方式Lバンド合成開口レーダ(PALSAR)では電子制御によるフェーズドアレイ方式を採用している。レーダの発する電波の指向方向と広がり角度を電子的に制御すること(オフナディア可変機能)により、広範囲の観測や特定領域の高分解能観測など機動的な運用が可能となっている。また、観測対象の特徴をより精細に監視するため、水平偏波送受信と垂直偏波送受信の多偏波同時観測機能を実現している。これらの多彩な機能を実現するために数十式に及ぶ電子機器を展開型大型アンテナに搭載する必要があるため、小型軽量の送受信モジュールを始めとする電子機器開発を実施した。

5.3 受動光学センサ

高性能可視近赤外放射計(AVNIR)は、打ち上げ当時の観測衛星としては世界一となる高分解能を実現するため、過酷な宇宙空間で高精度光学系の形状寸法を維持するゼロ膨張技術の開発、1チップ上1万画素に及ぶ長尺リニアCCDセンサ開発などを行った。更なる高分解能化を目指す技術開発と並行して、高性能可視近赤外放射計2型(AVNIR-2)では、高性能可視近赤外放射計(AVNIR)と継続的に同質のデータ提供が行えるようバンド選択などを配慮している。資源探査用将来型センサ(ASTER)の構成

要素である短波長赤外放射計(SWIR)では、PtSi-IRCSD方式検出器と、約77Kに冷却するスターリングサイクルクーラー検出器を開発した。また、熱解析と地上試験により機器の軌道上温度を正確に予測し、軌道上で発生する焦点位置変動の予測量をあらかじめ地上補正することにより、軌道上で最適焦点位置を実現する技術を確認した。

5.4 能動光学センサ

当初ミッション実証衛星(MDS)に搭載する予定であった搭載用ライダー実験機器(ELISE)は、1999年12月の宇宙開発計画の見直しによりフライト計画は中止となったものの、主要の技術開発は地上実験機器(E-LIDAR)として継続され、宇宙用大出力レーザ送信部の開発に成功するとともに、大型光学系の宇宙環境下での軸ずれ評価を実施し、宇宙用光学機器開発に広く適用可能な評価技術を確認した。

6. 新たな社会貢献に向けて

リモートセンシング機器開発は、国産開発技術を育成する段階から国際協力の枠組みの中でリモートセンシング機器を提供し利用する段階を経て、現在は取得画像の画像高次処理など実利用面の敷衍(ふえん)強化を図りつつ機器仕様に反映する段階にあると考えている。新規技術開発の方向性として従来センサの更なる性能向上と並んで、多彩な観測波長や観測手段の多様化に取り組むとともに、実利用面でベースラインとなるセンサを必要時に確実に提供できるよう生産体制充実にも力点を置いている。これらの技術を活用し、観測データの品質と精度を向上するとともに観測対象や利用領域を拡大し、地球環境を守るための情報提供や、地球地図生成(特許第3353566号)、ないし地理情報システム(GIS)などと融合した新しい情報提供形態を確認することにより社会に貢献することを目指している。

参考文献

- (1) Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites, SPIE, **3221**, 220~229 (1997)
- (2) Sensor Systems for the Early Earth Observing System Platforms, SPIE, **1939**, 187~197 (1993)
- (3) (社)電子情報通信学会1998年9月通信ソサエティ大会一般講演, 川西登音夫, 前島弘則(NASDA), 三浦正春, 大和昌夫, 鈴木隆太(三菱電機): 高性能マイクロ波放射計(AMSR)の開発
- (4) 丹下義夫: 101 ADEOSの概要及び初期チェックアウト結果, 日本機械学会(No.97-3)第6回スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集 (1997)
- (5) 清田浩之: 衛星搭載用赤外線検出器用のスターリングクーラ, テレビジョン学会技報, **18**, No.17, 25~30 (1994)

衛星搭載用コンポーネント

上小倉明宏* 上月博史*
後藤正芳*
下平久代*

要 旨

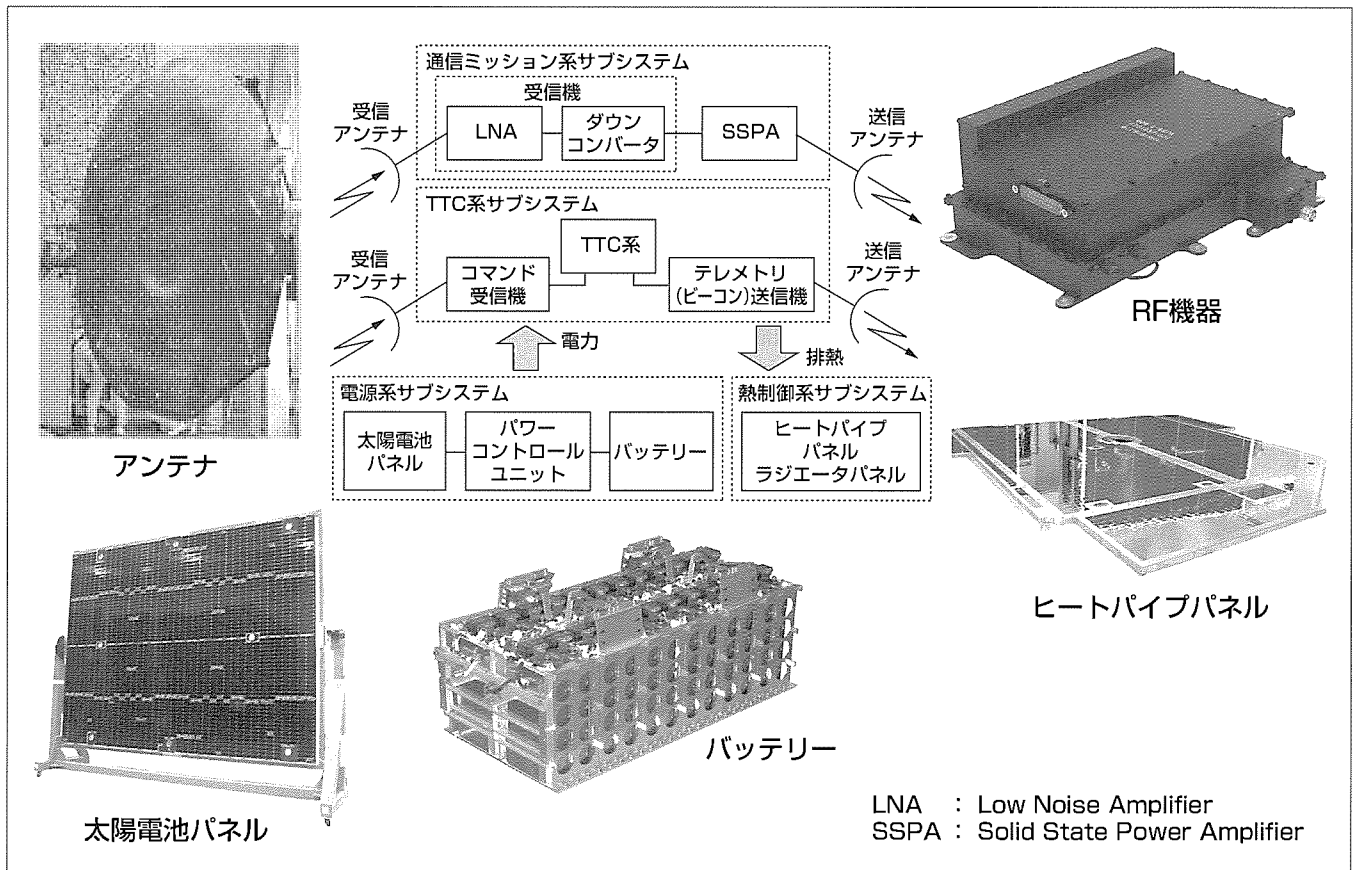
三菱電機では衛星開発当初から機器開発も行われてきたが、1980年代後半からは商用衛星市場に参入し、代表的な通信衛星であるINTELSAT-VII, VIII, IXシリーズ又はINMARSATなどに機器を納入し実績を伸ばしている。

本稿では、最近の事例を基に、これら衛星搭載コンポーネントの現状を述べ、さらに、今後の展開が期待されている分野についての展望を述べる。

国際商用衛星の主力は、INTELSAT, SES GLOBAL等に代表される国際通信会社等が利用する通信用途である。この通信ミッションサブシステムにおける代表的な機器とし

て、アンテナとRF(Radio Frequency)機器が挙げられる。そこですで、これらの領域における実績を紹介する。次に、地上局と衛星とのコマンド又はテレメトリを送受するTTC(Telemetry, Tracking and Command)系の代表例としてコマンド受信機及びビーコン送信機を紹介する。

一方、バス系機器では、電源系サブシステムの重要要素であるソーラアレーパネル、バッテリーの最新技術について紹介する。さらに、熱制御系の実績例の一つとして、ヒートパイプ埋め込み型構体パネルを紹介する。



衛星搭載機器

商用通信衛星に搭載される典型的な機器を示す。通信系としてアンテナ、RF機器群があり、バス系として太陽電池パネル、バッテリー、さらにヒートパイプパネルがある。

1. ま え が き

ここで紹介するのは、図1に示すように、一般的な商用衛星に使われるコンポーネントであり、かつ、当社製の衛星に使われるとともに海外の商用衛星市場でも実績のある製品群である。

商用衛星の主力は通信用途であり、ここでは、通信ミッションサブシステムに使われるコンポーネントが主体となる。すなわち、アンテナとRF機器である。また、衛星へのコマンド又はテレメトリを送受するTTC系の代表例としてコマンド受信機及びビーコン送信機を紹介する。

一方、バス系機器では、電源系サブシステムの重要要素であるソーラアレー、バッテリー、さらに熱制御系の実績例の一つとして、ヒートパイプ埋め込み型構体パネルを紹介する。

2. 通 信 機 器

通信系コンポーネントは多機能化と低コスト化の方向に二分極化する傾向がある。これらの動向に合わせて、当社は、次の4項目に対する取り組みを実施し開発及び製品化を進めてきた。

(1) ラインアップ化

ここでは、一例として、高出力増幅器を取り上げる。当社では、80年代後半以降、TWTAに代わる送信用高出力増幅器としてSSPAを1,500台以上生産してきたが、現在では10W級から60W級まで3種のSSPAを開発し、標準ラインアップ化を図った。これにより市場の要求に合わせて最適のパッケージを提供できる体制を整えている。特に60W C帯SSPAは、衛星搭載用単体での最高出力を実現した⁽¹⁾(図2)。

同様にビーコン送信機も周波数帯域をC帯からKa帯まで開発し、各種要求に即応できる生産体制を整えている。

(2) 多機能化

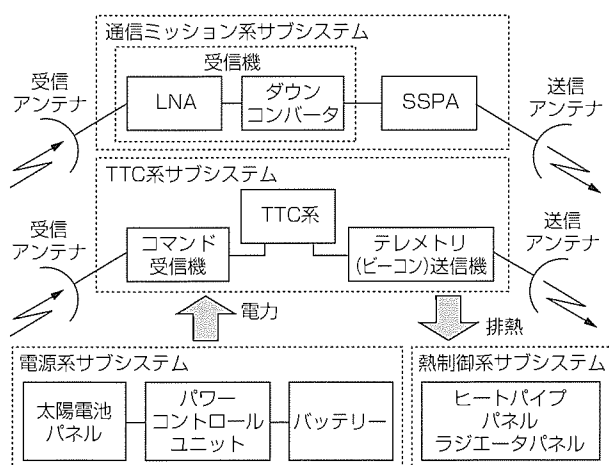


図1. 衛星搭載用コンポーネントの構成

先ごろ製品化したC帯のSSPAでは、高性能のトラッキング特性を実現し、従来C帯では困難とされていた数値を達成することができた⁽²⁾(図3)。これは、従来品に対して更に要求される多機能化の一環としてとらえることができる。

(3) 小型化

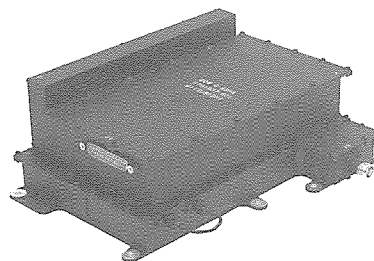
衛星搭載用RF機器としては常に小型化が要求されている。最近の開発事例としてKa帯受信機を紹介する⁽³⁾(図4)。

この機器は30GHz帯の信号を20GHz帯に周波数変換する機器で、昨年度開発を完了し宇宙環境を模擬した認定試験にも合格している。この機器での特長は小型軽量化にあり、RF回路部には最新の実装技術であるマルチチップモジュールを採用している。この結果、質量450gと従来比で50%の軽量化を達成し、容積比では40%と大幅な小型化を実現している。

(4) デジタル化

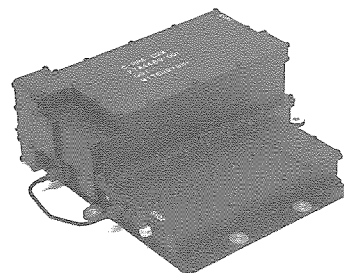
4番目の技術動向はデジタル化である。

当社では、商用衛星向けに、衛星バス機器の構成品でありTTC系のキーコンポーネントであるコマンド受信機の開発を昨年度完了した⁽⁴⁾。この外観を図5に示す。コマンド受信機は、TTC系の一部として、衛星機器制御用のコマンド信号及び測距用のレンジング信号の復調を行う装



項目	性能
周波数	3.6~4.2GHz
帯域幅	260MHz
出力電力	60W
利得	85dB
利得可変幅	0~31.5dB
効率	45%
NPR	11.5dB
質量	1,900g

図2. 60W SSPAの外観と主要性能



項目	性能
帯域幅	120MHz
出力電力	10.4W
利得	64.5dB
利得トラッキング	0.3dB (規格0.8dB)
位相トラッキング	4° (規格8°)
NPR	22dB
消費電力	70W
質量	1,130g

図3. 高トラッキング性能化SSPAの外観と主要性能

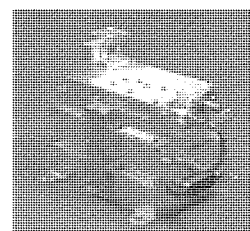


図4. 小型化Ka-RXの外観

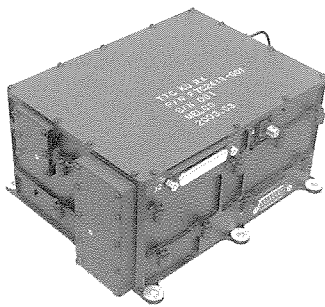


図5. コマンド受信機の外観と主要性能

項目	性能
変調方式	PSK/PM
サブキャリア周波数	16kHz/8kHz
コマンドビットレート	250, 500, 1k, 2k, 4k bps
BER	BER < 10 ⁻⁵
レンジングトーン周波数	4kHzから500kHz
消費電力	5.6W
質量	1.200g

置である。

この受信機はIFサンプリング方式を採用しており、IF信号を直接A/D変換した後、AGC、AFC、PSK復調などの全機能をデジタル信号処理により実施する。アナログ回路よりも小型化、低消費電力化、温度変動の少ない安定な動作を実現している。また、デジタル化により回路内のパラメータを変更するだけで様々な仕様に対応できる。

3. アンテナ

衛星搭載用アンテナでも国内用衛星を中心に実績を築いてきた。本稿では、最新の開発成果である超軽量型の修整鏡面メンブレンアンテナ(反射鏡)を紹介する。このメンブレンアンテナの外観を図6に示す。

アンテナの大型化に伴う軽量化のため、鏡面には3軸織りのCFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)表皮を採用し、バックストラクチャのみで保持するメンブレンを採用した。この採用により、鏡面寸法φ=3.3mで11.5kgと、従来のサンドイッチ構造反射鏡に比べ、約半分の軽量化を実現した。また、通信カバレッジ要求に対応できるように鏡面修整設計を施し、この実現のためKu帯まで対応できる0.5mmRMSの高鏡面精度を達成している。さらに、従来に比べ低熱ひずみ特性を持ち、開口カバー、塗装等の熱制御材が不要である。

4. 太陽電池パネル

当社は、1976年に衛星事業を開始すると同時に衛星搭載用太陽電池パネル(SAP)及び展開型太陽電池パドルの開発を開始した。1992年からは商用通信衛星向けSAP及びサブストレートの輸出事業に参入し、INTELSAT-VII, VIII, IXを始め、国産衛星・海外衛星において開発設計・製造・試験に多数の実績を積んできた(表1)。海外衛星メーカー複数社と長期契約を結び従来工場では手狭になったこともあり、2002年にSAPの生産を相模原に移し生産能力向上を図るとともに、サブストレートからSAPまでの一貫生産による効率化を実現した。

現在の主力製品は、高効率シリコンセルをリジッドタイプのサブストレートに搭載した展開型太陽電池パドルであ

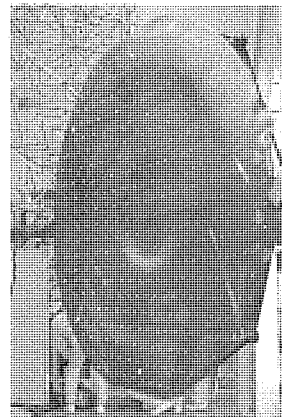


図6. メンブレンアンテナの外観

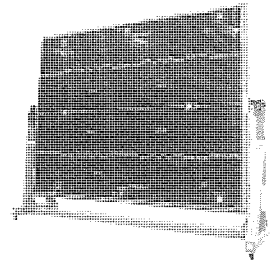


図7. MJ搭載100Vバス用太陽電池パネルの外観

表1. 商用衛星向け太陽電池パネル生産実績

	2003年4月現在		
	出荷	打ち上げ	軌道上
パネル数	413パネル	279パネル	246パネル
出力	466kW	303kW	284kW
セル数	1,094,158枚	751,878枚	630,822枚
軌道上時間	-	1,609,728時間	1,146,024時間

る。これは、このタイプが現時点ではコストパフォーマンス及びウェットパフォーマンスに最も優れているからである。

今後の課題は大型の高電圧バス(15kW超級、バス電圧100V以上)に対応したSAPの開発であり、具体的には効率向上が著しい化合物系Multi-Junctionセルの実装技術の開発、及び高電圧バスで問題となる宇宙環境での帯電・放電に対する対策技術の開発を進めている。

図7は当社製のMJ搭載100Vバス用SAPであり、初号機は2002年9月に打ち上げられ軌道投入に成功している。引き続きサンプル実験等による基礎データ蓄積を進めるとともに、高性能・高機能SAPの開発・生産を推進している。

5. ヒートパイプパネル

ヒートパイプパネルは、電子機器類を搭載し、かつ衛星の主構体をなすバス機器である。図8に示すように、内面に軸方向の溝を持つアルミ管と作動流体のアンモニアからなるヒートパイプをアルミニウム製のサンドイッチ構造のパネルに埋め込んだ構成となっており、軽量でしかも剛性が高いという特性を持っている。ヒートパイプがパネル内に埋め込まれているため、パネル上への機器取付けが容易になっており、機器の高密度実装化にも対応している。

宇宙用には、図9に示すように、シングルチャンネル及びデュアルチャンネルヒートパイプを生産している。後者は1つのエンベロープに2つのチャンネルを持ったもので、一方のチャンネルが故障しても動作する冗長構成を採っており、冗長設計が要求される衛星に低コストと短工期及び軽量化を提供するものである。当社のデュアルチャンネルヒートパイプは、世界に先駆け商品化に成功し、INTELSAT-VIIAプログラム(1996年打ち上げ)以降多くの衛星に適用されて

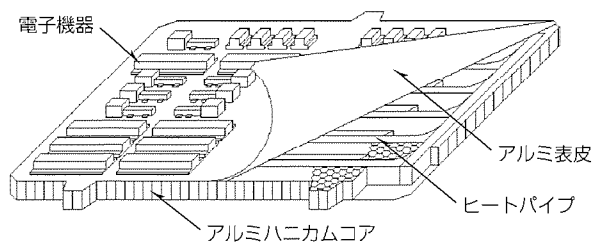
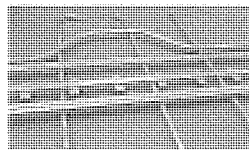


図8. ヒートパイプパネルの構成



- 熱輸送能力(1チャンネル当たり):
100~400W・m@60℃
- 質量(デュアルタイプ):
350~800g/m(断面形状による)

図9. ヒートパイプの外観

いる。また最近では、近年の衛星大型化に対応した製造・試験設備を導入し、昨年はいままで最大である約3m×4.3mのヒートパイプパネルを製造している。

現在までに約4400本のヒートパイプ、約270枚のヒートパイプ埋め込みパネルを納入しており(2003年3月現在)、打ち上げ後のトラブルもなく、顧客から高い信頼を得ている。代表的なヒートパイプパネルの外観を図10、図11に示す。

6. リチウムイオンバッテリー (LIB)

衛星バス機器の中で最大質量を占めるNiCdバッテリーやNiH₂バッテリーに代わる次期宇宙用バッテリーとしてLi-Ionバッテリー(LIB)が注目されている。世界中の主要衛星メーカーは、小型軽量化及び低コスト化が実現できるLIBへの置き換えを計画し、地上での評価プログラム及びフライト実証を進めている。我が国においても、本年9月に打ち上げられるSERVIS衛星へ50A・h LIBが実験機器として搭載され宇宙実証を積む計画である。また、当社が納入した100A・hセルは、米国通信衛星へバス用LIBとして搭載され2004年初頭のフライトが決定した。当社は、Li-Ionセルの製造メーカーである日本電池と共同開発により1998年からセル/LIBの開発を進めている。2002年には、図12に示す、大容量LIB(100A・h、24セル構成)を開発し認定試験を完了した。主要性能を表2に示す。

さらにLIBの用途としては、衛星用のみではなく、米スペースシャトルに代表される有人宇宙機、また無人宇宙機/再使用型ロケットへの適用が検討されている。衛星も小型のLEO衛星から大型のGEO衛星へ対応するため35A・hから175A・h LIBをファミリーとしてラインアップする計画である。新規のものについては、2003年度からスタートする次期通信衛星及び次期観測衛星の開発を通して実現していく。これらの成果を当社商用衛星DS2000及び海外衛星メーカーへ拡販していくことにより国内外シェアNo.1を

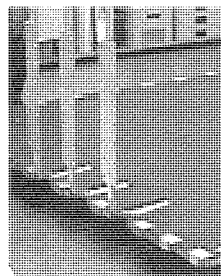


図10. 連結ヒートパイプ埋め込みパネル

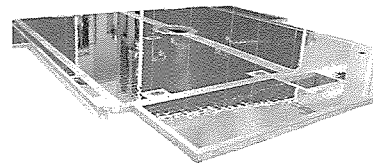


図11. OSR*付きパネルの外観(衛星外面)
(*OSR: オプティカルソーラリフレクタ)

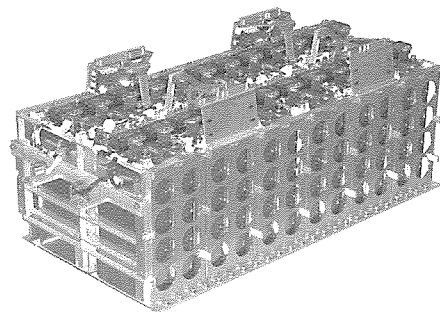


図12. リチウムイオンバッテリーの外観
(100A・h, 24セル認定試験モデル)

表2. 100A・h, 24セルバッテリーの主要性能

バッテリー容量	: 8,640W・h
セル容量	: 100A・h
バッテリー構成	: 24セル直列
寸法	: (W)315×(L)705×(H)273 (mm)
質量	: 78kg
質量対容量比	: 110W・h/kg

目指す。

7. む す び

海外の商用衛星市場でも実績のある製品を中心に衛星搭載用コンポーネントを紹介した。今後も、これらの機器の開発を進め、顧客から信頼を得ている高品質を維持しつつ、衛星システムの性能向上・コスト競争力向上に寄与するよう、更なる性能向上を図る。

参考文献

- (1) Ogura, S., et al.: Development of 60W C-Band Solid State Power Amplifier for Satellite Use, 19th AIAA No.126 (2001)
- (2) Kiyohara, A., et al.: Superior Tracking Performance of C-band Solid State Power Amplifier for INMARSAT-4, AIAA-2003-2383 (2003)
- (3) Imai, T., et al.: Development of Miniaturized 30/20GHz Down Converter for Satellite Use, AIAA-2002-1941 (2002)
- (4) Kojima, T., et al.: A Novel Demodulation Scheme for PSK-FM Commanche Signal Based on DS/SS Technique, AIAA-2003-2289 (2003)

宇宙開発事業団向け衛星追跡管制 地上ネットワークシステム

皿井宏仁* 藤澤達也*
藤原知博** 山崎哲男**
村田 眞** 佐藤裕之**

要 旨

宇宙開発事業団(National Space Development Agency of Japan : NASDA)は、運用保守経費削減及び衛星ユーザーの多様な要求に対応するために、衛星追跡管制地上ネットワーク(略称:新GN(Ground Network))を換装した。老朽設備更新, CCSDS(Consultative Committee for Space Data System)勧告の新データ方式対応, 運用コスト低減, 海外設置局を4局とし追跡範囲拡大, 衛星適合性試験用試験局整備, などの要求に対応し, 大幅に自動化・無人化を実現し, 新方式開発とCOTS(Commercial Off

the Shelf)品採用の整合に留意して設計を行った。三菱電機は全システムを受注し, 筑波に管制局/試験局, 沖縄/増田/勝浦/サンチャゴ/パース/マスパロマス/キルナに可搬局を納入し, 平成14年夏のUSERS(Unmanned Space Experiment Recovery Systems, 次世代無人実験システム)衛星打ち上げ及び運用, ADEOS-II(Advanced Earth Observing Satellite II : 環境観測技術衛星みどりII)運用, 及びDRTS(Data Relay Test Satellite : データ中継実験衛星こだま)打ち上げ支援に供された。

地上局(シェルタと空中線設備)を自動・遠隔運用

筑波試験局 衛星適合性試験に使用

遠隔運用サマリー画面 (筑波管制局)

衛星追跡運用状態リアルタイム監視と受信レベルリアルタイム表示

NASDA新GNネットワークの全システム運用イメージ

国内外8局(勝浦, 増田, 沖縄, サンチャゴ, パース, マスパロマス, キルナ, 筑波管制局)及び筑波試験局を筑波管制局の運用者1名で自動・遠隔制御し, 衛星運用状態のリアルタイム監視・制御, 距離及び距離変化率計測を行う。

1. 開発課題とシステム構成

1.1 新方式の導入

宇宙開発事業団の衛星追跡管制地上ネットワークは、現GN及びSN(Space Network)から構成されていた。このシステムは、建設から20年以上経過した現GNを換装するものである。現GNの局配置構成は、国内3宇宙通信所(沖縄/増田/勝浦)に移動衛星対応設備と静止衛星対応設備の2設備をそれぞれ備える構成となっており、海外は主として地球観測衛星を追跡するキルナ可搬局のみの構成である。また、CCSDS勧告対応機能は、SNには整備済みであるが、現GNでは基本機能として整備されていない。このシステムが計画立案された時点では、既にCCSDS勧告対応の日本の衛星打ち上げが運用・計画されており、また、USB(Unified S-band)通信方式に加えてHSB(High Speed S-band)通信方式が計画されていた。HSB通信方式は、RF搬送波に対して直接(Direct)PSK変調する方式であり、1Mbps以下の高速テレメトリ伝送に適している。USB方式はNASA(National Aeronautics and Space Administration)が開発した従来の通信方式であり、PCM-PSK/PMを主体とした位相変調形式(PM:Phase modulation)を使用する。USB(PM方式)では、空中線追尾とドップラ追尾が簡素なハードウェアで実現できるが、HSB(Direct-PSK方式)では専用の追尾受信機とドップラ成分抽出を行う搬送波再生回路(ベースバンド装置に実装)が必要となる。

1.2 追跡範囲拡大と海外局設置課題

現GN局配置構成は海外に1局のみの構成である。現状ではこの追跡範囲外に対しては海外機関への協力依頼で対応しているが、運用費・衛星適合性試験費の支払いが負担となっていることや、海外機関でCCSDS勧告やHSB通信方式への対応が不明確で、衛星支援計画に不安があった。さらに、新しい衛星が計画されるごとに、海外機関設備と衛星との適合性をとる負担も大きい。これらの改善要求から以下の設計を行った。

1.3 設備設置経費と運用経費の低減

コスト低減の目的には、設備整備のコスト低減と、運用費削減が必要である。設備整備費低減に関しては、CCSDS勧告制定が契機となり海外専門製造業者によるベースバンド装置が開発されたので、COTS品として活用するとともに、高周波機器・時刻設備・計算機に関しては衛星通信等で汎用的に使用されているCOTS品を使用することにした。なお、一部のCOTS品は性能向上を実施した。各地上局は性能を標準化し、運用を共通化し、静止衛星と移動衛星の追跡も同一設備で対応可能とし、同一設計・同時期調達とした。その上で同一設計の筑波試験局を衛星試験設備近傍に設置して適合性試験を行えば全局の適合性を確保されるので、支援費削減を図った。

現地設置費用低減の考慮も行った。空中線設備の性能試験・保守、さらには新しい衛星周波数の追尾機能検証のために、コリメーション設備も必要になる。これらを現地機関に借用する場合には、運用情報の整合などの作業が発生する。したがって、追尾機能検証を太陽で実施可能とし、空中線指向角度設定は当社製作所(尼崎)で仮組立て設定後に構造物にマーキングして現地で再組立てする工法の精度確認を行い、全局に適用した。

1.4 設置インタフェースと輸送の簡素化

地上局の主要構成物は、一部の高周波機器を内蔵した10m開口径USB送受信空中線設備と機器を実装するシェルタの2構成のみとし、外部インタフェースを最小限とし、シンプルな工事インタフェースとした。設備インタフェースは、フェンスで囲まれる範囲の土地使用、商用電源、公衆通信回線、火災報知程度のアラーム信号、空中線駆動中の安全情報とした。シェルタ窓はなく内部を外部から目視できない。設置国の最低限の安全基準に適合するが、内部は、JIS規格で製作することを各機関に了解を得るとともに、外部は各国規則に従った。シェルタはコンテナ船輸送に適した標準サイズを採用した。

1.5 運用の自動化・無人化

各局運用の自動化・無人化の要求に対しては、筑波管制局と各地上局の運用分担と整合を図り、運用計画立案は筑波集中制御(筑波管制局運用者1名)とし、衛星運用は各地上局独立分散運用とした。筑波地区が被災したとしても、最低限の運用は、各地上局自身での操作又は他の地上局等からの遠隔操作により可能としている。運用計画は筑波管制局で立案するが、運用前日に計画を地上局に事前伝送し、運用当日は自動的に無人で運用する。筑波管制局からは各局設備の大半の操作・監視が個別に可能であり、自動運用に重畳する運用者によるリアルタイム運用や、操作手順が複雑な複数操作が組み合わせられるマクロコマンド運用も可能としている。最低限の気象情報(風速・降水量等)を環境モニタ装置で収集し、筑波管制局に伝送し、運用可能風速条件の判断に使用する。各局の電波環境のスカイライン座標は地上局管制設備データベースに記録されており、RF Hazard・自動追尾運用可能EL角度の自動判定に使用している。なお、各地上局の保守者は、予備品との交換や機械系保守に必要であり、筑波管制局にはネットワーク運用者1名が必要である。

筑波管制局と各地上局との通信回線は、専用線を主回線とし、ISDN回線をバックアップ回線とし冗長系とした。ユーザー要請で局に運用者を特別に派遣する場合には音声回線が必要となるので、音声通話装置を整備した。地上局のネットワーク通信装置を常時監視し、異常時には、追尾・受信運用は実施するが衛星送信運用は中止し、特に静止衛星で問題となる異常局からの送信の停止不可を回避す

る。

1.6 ユーザーインターフェース

新GNと新衛星管制系(Spacecraft Management Control System : SMACS), 軌道力学系(Flight Dynamics System : FDS)のインターフェースは, 筑波の新衛星追跡管制基幹ネットワーク(INITS)を経由して行う。外部ユーザーとのインターフェースもファイアウォールを経由したINITSを経由して行う。地上局近傍所在のユーザーであっても筑波が唯一のアクセスポイントとなる。新GNネットワーク構成とNASDA諸設備とのインターフェースを図1に示す。

筑波管制局では, ①各地上局の遠隔監視制御と, ②運用計画の立案/伝送及び軌道情報の取得, のユーザーサービスを行う。

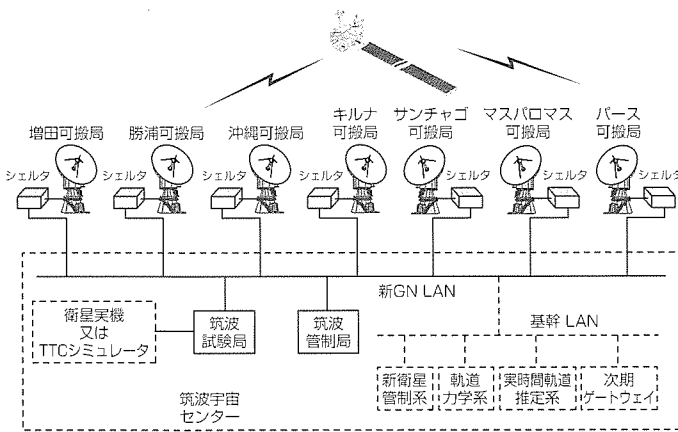


図1. NASDA新GNと関連諸設備(破線はこの設備以外)

1.7 地上局の構成

地上局の設備構成は, 天頂通過衛星追尾可能で保守が容易な(Az/EL/Cross-EL軸)3軸駆動空中線方式, 寿命品である送信管を使用しない1kW半導体電力増幅装置(Solid State Power Amplifier : SSPA), USB信号及びHSB信号の変復調・符復号・測距・距離変化率計測・CCSDS処理・非CCSDS処理・コマンド照合等を1パネルで実現するベースバンド装置, HSBのDirect-PSK信号を追尾受信する追尾受信機等から構成されている。空中線設備は, 基本構造は全局同一とした。CCSDS処理機能は, 筑波管制局にのみ設置する案もあるが, この設備では, 局の自律性を確保し, アップリンク送信周波数掃引制御の判定のため, 衛星コマンド受信機の同期状態の特定ワード抽出機能を, 独自で可能とするために, 各地上局側に設置した。要旨のページの図に新GN地上局の外観を, 図2にブロック図を, 表1に地上局総合性能を示す。

対象衛星は, 高度500km以上で静止軌道高度以下の衛星で, 打ち上げから定常段階までの運用が可能である。衛星回線速度はSバンド低速(1Mbps以下)が可能である。

2. システムの内容

2.1 筑波管制局

2.1.1 筑波局管制設備

新GNでは, CCSDS処理機能を持たない海外宇宙機関の地上局の支援を受けてCCSDS衛星の運用を行う。このような海外宇宙機関との間ではフレームレベルでインターフェ

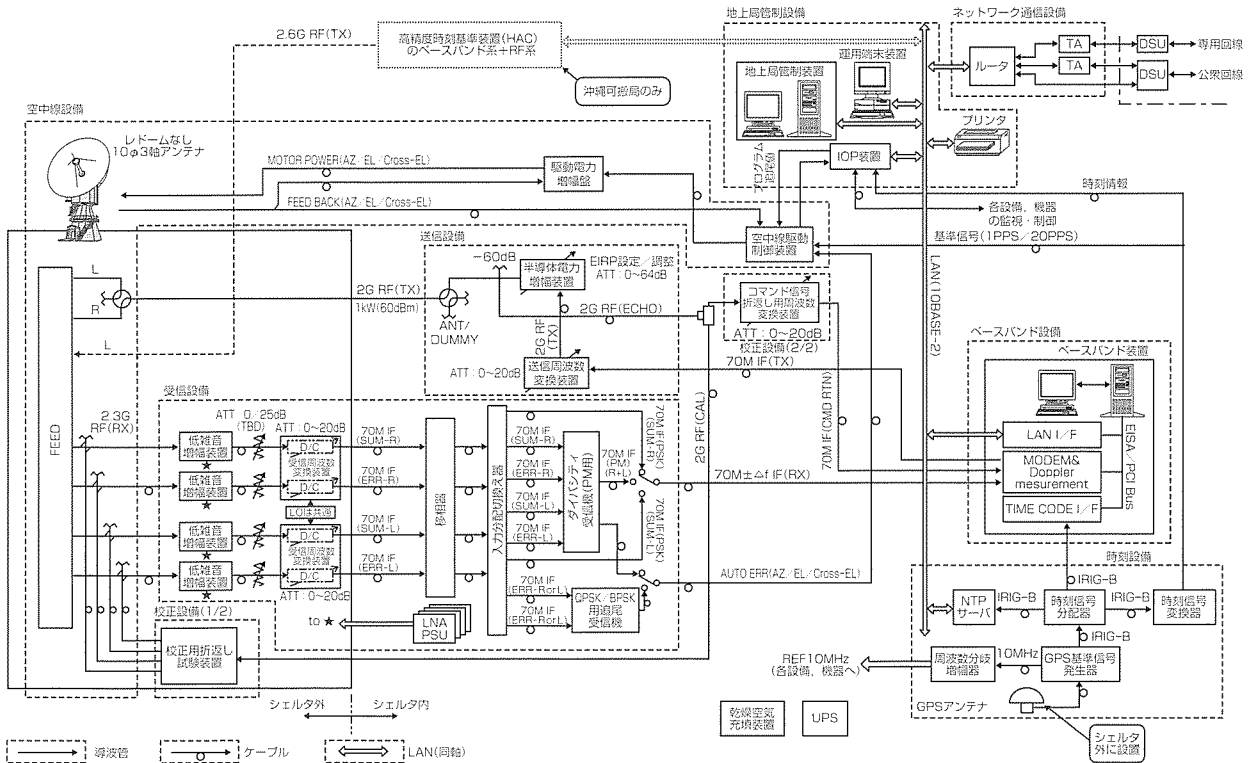


図2. 新GNの地上局ブロック図

表 1. 地上局総合性能

項目	特性
送信周波数範囲	2,025~2,120MHz (1kHzステップ)
受信周波数範囲	2,200~2,300MHz (1kHzステップ)
送信EIRP	+101.0dBm以上
受信G/T	+22.5dB/K以上 (晴天:EL5°)
偏波	送信 RHCP/LHCP(切換え) 受信 円偏波ダイバシティ(同時)
伝送情報	送信 衛星コマンド・測距信号 受信 衛星テレメトリ・測距信号
信号形式	コマンド PCM/PSK-PM テレメトリ PCM-PM, PCM/PSK-PM, BPSK, QPSK 測距信号 Tone-PM
送信信号スプリアス	-60dB以下
受信レベル範囲	50dBm ~ 140dBm
コマンドベースバンド特性	信号形式 PCM/PSK コマンドフォーマット及びプロトコル NASDA TTC 設計基準及びCCSDSテレコマンド勧告準拠
テレメトリベースバンド特性	信号形式 PCM, PCM/PSK 復号化 8値軟判定ビタビ復号 (R=1/2, K=7) テレメトリフォーマット及びプロトコル NASDA TTC 設計基準及びCCSDS AOS勧告準拠
RARR 計測特性	距離計測方式 トーン方式 最大計測距離 75,000km以上 計測トーン 500kHz, 100kHz(切換え) 距離変化率計測方式 インテグレートド計測 最大計測距離変化率 MAX. ±10km/s 距離変化率計測モード 1ウェイ 2ウェイ(切換え)
計測精度・性能	0.08° rms以上, gust: 13m/s アンテナ自動追尾精度 0.17° rms以上, gust: 13m/s アンテナ角度指向精度 Es/N ₀ +4dB以下 テレメトリ復調スレッシュホールド 24dB以下, 10 ⁻³ PCMにて テレメトリ復調損(BER劣化) 2.5dB以下, 10 ⁻³ PCM/PSKにて
RARR 計測精度	距離計測精度(システム総合) 1.6m rms以上 計測トーン 500kHz, S/N ₀ +38dBHz 4.1m rms以上 計測トーン 100kHz, S/N ₀ +38dBHz 距離変化率計測精度 1ウェイ計測モード 3.0cm/s rms以上, 受信 S/N ₀ +50dBHz 2ウェイ計測モード 0.9cm/s rms以上, 受信 S/N ₀ +40dBHz 距離計測スレッシュホールド 計測トーン S/N ₀ +25dBHz

ースを行い、筑波管制局に設置しているCCSDS処理装置でCCSDS処理を行う。CCSDS処理装置は、各地上局に設置されたベースバンド装置のCCSDS処理部のみを残し、変復調・符復号・測距・距離変化率計測機能等を取り外した構成としている。

2.1.2 遠隔管制設備

筑波管制局の遠隔管制設備には、次に挙げる機能がある。すなわち、各地上局の遠隔監視制御、運用計画の立案/伝送及び軌道情報の取得、全局のデータベースの維持管理、新GNのネットワークの監視である。以下、それぞれについて説明する。

2.1.2.1 遠隔監視制御

(1) 概要

計画に従って計算機による制御で進行する計画運用を基本としているが、計画運用では対応できない運用/障害発生時の対応等のため、新GNの管理者であるネットワーク管理者が運用端末装置(GT)から遠隔操作で運用することが可能である。また、運用に関する一部の制御を衛星ユーザー端末から遠隔運用することも可能である。このため、

衛星ユーザーは新GN地上局の各設備の状態データを取得することができる。

(2) ネットワーク管理者による遠隔制御

ネットワーク管理者は以下のようなケースにおいて遠隔制御を行う。

- 打ち上げ時の増田第1可搬局における射場系運用
- コマンド/レンジ/ドップラ運用をマニュアルで運用する場合
- 衛星を捕捉(ほそく)する/衛星の受信機を同期させる等のために制御が必要な場合
- 局の状況に応じて主局/従局の切換えが必要な場合
- 計画外の運用を急遽実施する場合

また、ネットワーク管理者は、制御の輻輳(ふくそう)を防止するため、衛星ユーザーによる遠隔制御を禁止することも可能である。

(3) 衛星ユーザーによる遠隔監視制御

衛星ユーザーは上記のケースから射場系運用を除いたケース等において遠隔制御を行うことができる。

2.1.2.2 運用計画の立案/伝送及び軌道情報の取得

運用計画の立案/伝送を以下のような流れ(図3)で実施する。図3では、SMACSユーザーの運用要求を受け付けて、軌道力学系から軌道情報を取得し、関連する設備と整合を図って計画を決定する流れを説明する。

- (1) 地上局がメンテナンス等の理由で使用不可能となる期間及び地上局が特定の衛星の運用に専有的に使用される期間を示すネットワーク制限情報を衛星ユーザーに提供する。
- (2) 衛星ユーザーは、提供されたネットワーク制限情報を考慮し、運用要求を提示する。運用要求には、絶対的な時刻の指定、パスを基準とした相対的な時刻の指定、パターン化した運用から選択する指定の方法がある。
- (3) 提示された運用要求を立案し、その結果である運用計画を衛星ユーザーに提供する。
- (4) 衛星間又は衛星内で運用要求に競合があった場合、競合情報を衛星ユーザーに提供する。
- (5) 筑波管制局では、各地上局で実施する衛星運用の全体を、衛星ユーザーからの要求及びネットワーク管理者からの要求に基づいて一元的に立案し、立案した運用計画を各地上局に伝送する。

また、新GNは、運用計画を立案するベースとなる軌道情報を軌道情報系から取決めに基づいて定期的に取得する。軌道情報の一つであり各地上局の衛星運用に必要なアンテナ予報値を取得した後、各地上局に伝送する。取得した全アンテナ予報値をそれぞれの地上局に伝送するので、緊急の運用が発生した際にも迅速に対応可能である。

2.1.2.3 データベースの維持管理

データベースでは以下のデータ等を管理している。

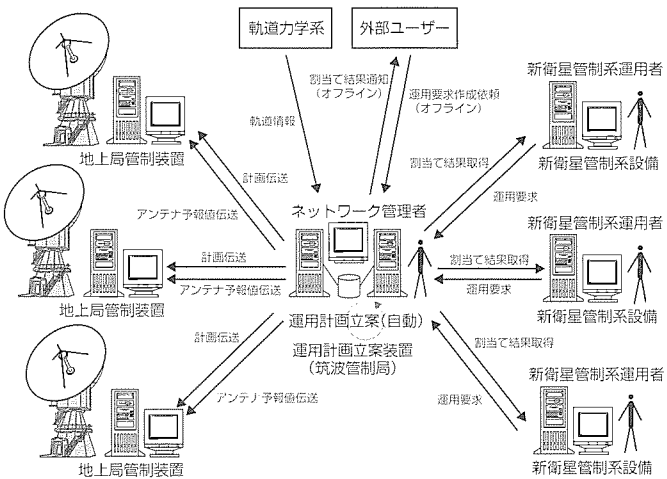


図3. 運用計画の立案/伝送及び軌道情報の取得

- 衛星ごとに設定する衛星運用パラメータ
- 局ごとに設定する地上局独自パラメータ

各局ごとにデータベースを持ち、運用時はそのデータを使用するが、筑波管制局に全局分のデータを集め(以下、“マスターデータ”という。)、一元管理している。データの変更時には、マスターデータを変更し、その内容を各局のデータベースに反映する。

2.1.2.4 ネットワークの監視

LAN/WANで接続された筑波管制局、各地上局、筑波試験局の新GNのネットワーク状況は、筑波管制局に設置したネットワーク監視装置を使ってモニタする。ネットワーク監視装置は、新GNのネットワーク内のネットワーク機器をSNMP(Simple Network Management Protocol)ベースで監視/管理する。

2.1.3 ネットワーク通信設備

新GNのネットワークは、筑波管制局、各地上局、筑波試験局の間をLAN/WANで接続して構築し、新GN外のシステムとの間は、筑波管制局内のLANと接続しているINITSを介してインタフェースしている。

筑波管制局と各地上局の間は、専用線で接続しているが、バックアップとしてISDN回線を用意しており、専用線の異常をルータが検知した場合には、自動でISDN回線への切換え(ダイヤルアップ接続)を行う。その後、専用線が復旧した場合にも自動で専用線に切換えを行う。

また、限られたWANの帯域でテレメトリ/コマンド等のリアルタイムデータを確実に伝送するため、ファイル等よりもリアルタイムデータを優先的に伝送する帯域制限を実施している。

2.2 筑波試験局

筑波試験局の概観を要旨のページの図に示す。試験局は、地上局から空中線設備、半導体電力増幅装置とシェルタを除いた構成とし、各種衛星とのRFインタフェースをとるために、送受合波及び送受分波の2つのインタフェース形

式を持ち、衛星地上間の伝搬路損失を模擬する減衰器等を持っている。

2.3 地上局

2.3.1 空中線設備

空中線設備としては、基本的に国内3局、海外4局の計7局の全局同一仕様とするよう徹底的な標準化設計を行った。また、設置場所の環境に応じ対策を行った。要旨のページの図に設計・製作された直径10mφ空中線設備の外観を示す。この空中線設備の課題とその対策について述べる。

(1) コスト低減

- ①全局同一仕様、②給電部のアルミ鋳物化、③高次モードモノパルス追尾に対応したダブルフレア型複モードホーンの採用、④リブ/パネル数の削減;リブ数従来比25%削減し9本とし、パネル数も従来比25%削減し27枚、⑤質量軽減;Az/EL回転駆動部は、構造解析により板厚を限界近くまで薄くすることで質量軽減を図った。

(2) 移動衛星の高速追尾

- ①三軸構造マウント(Az/El/Cross-ELの三軸駆動方式)の採用、②小型軽量給電部の採用;扁平導波管かつAl鋳物を用いたE面分岐型分波器及びフィルタ回路により、従来のUSB(F)給電部の約1/2の大きさを実現、③RF機器の小型化;RF機器を空調機能付きRF-BOX(高周波機器収納筐体(きょうたい))に実装しこれをEL軸付近に設置することにより小型化。

(3) 耐環境性

- ①耐風性;沖縄局、マスパロマス局は、耐風速を80m/sとして設計した。他の5局については、80m/s仕様の耐風速は必要ないが、空中線設備の共通性を図り量産による製造コスト低減のため同一設計とした。②塩害対策;沖縄局、増田局、マスパロマス局は海岸に近く塩害対策として一般構造用圧延鋼材を使用している構造部材には、溶融亜鉛めっき又は亜鉛溶射塗装を施した。③寒冷地対策;キルナ局では、主構造部材の材料をSS400からSM400に、-40℃での低温で動作保証のない部品にはヒーター取付けで対応した。④砂塵(さじん)対策;マスパロマス局の砂塵対策としてEL最終歯車にカバーを設け、オープンギアに直接砂塵が付くのを防止した。

2.3.2 送受信設備

送受信設備は、可能な限りCOTS製品を採用した。送信設備の半導体化要求に対しては、CNES(Centre National D'Etudes Spatiales)ネットワークで使用実績のあるSSPAを採用した。SSPAは、60W SSPAモジュール20台の出力を低損失合成し、いわゆる18 for 2の冗長構成を持っている。

2.3.3 ベースバンド設備

ベースバンド装置はCOTS製品を採用した。CCSDS処理機能、非CCSDS処理機能、変復調・符復号機能等を持

つCOTS品は各種市販されている。この装置の特長は、これらの機能を備えるとともに、USB信号であるPM変調方式に加えてHSB信号のDirect-PSKも受信可能で、かつ高精度距離変化率計測が両信号に対して同一ハードウェアで処理可能で、高精度測距精度1.4m rms($S/N_0=38\text{dB}\cdot\text{Hz}$ 以上、500kHzトーン、ベースバンド装置単体)を、パネル1面で、無人遠隔運用で実現していることにある。

2.3.4 校正設備

校正設備も、可能な限りCOTS製品を採用した。校正する対象は、追尾系校正、受信系テレメトリ復調機能試験、コマンド照合試験、RF送受信折り返しによるプリパス試験、及び局内折り返しによる局内群遅延校正がある。追尾系校正は、太陽を使用して設置工事初期にデータを取得し、局内データベースとしてプリセット登録できる移相器をダイバシティ受信装置に設置した。

2.3.5 地上局管制設備

地上局管制設備は、筑波管制局で立案された運用計画とアンテナ予報値を受信し、これに基づいて地上局を構成する各装置を制御し、計画された運用をすべて自動で実施することを実現した。一方、ネットワーク管理者のマニュアルによる制御手段も用意している。このマニュアルによる制御には、個々の装置の単発制御、単発制御を組み合わせたマクロ制御、さらにマクロ制御の組合せによる運用を実施するレベルのマクロ制御を用意しており、計算機による自動運用の代わりに、ネットワーク管理者によるマニュアル運用を、筑波管制局又は地上局のGTから実行することが可能である。

打ち上げ時等、運用のフレキシビリティが要求される場面においては、ネットワーク管理者によるマニュアル運用が可能である。なお、衛星側の制御と関係して地上設備を制御しなければならないことを想定し、一部のマクロ制御は衛星管制系からも実施可能とした。

以下、衛星運用を構成する地上設備の各運用について説明する。

(1) 衛星追尾

空中線をアンテナ予報値に基づいて駆動させ、衛星を捕捉した後に、ダウンリンクの受信状態によって衛星の空中線捕捉状態判定を行い、正常捕捉されたと判定したら空中線の追尾モードを自動追尾モード(AUTO)に移行させる。

(2) テレメトリ運用

衛星の空中線捕捉に成功するとベースバンド装置でダウンリンクのメインキャリア/サブキャリアの信号捕捉を行い、ビット同期/フレーム同期をとり、衛星からのテレメトリデータを取得する。取得したテレメトリデータは、地上局管制設備で蓄積したり、衛星ユーザーにリアルタイムで配信する。

(3) コマンド運用

衛星ユーザーから受信したコマンドデータを規定のフォーマットに変換し、衛星にコマンド送信する。

コマンド送信するに当たり、地上局では、以下の確認を実施した後、キャリアアップと周波数掃引を実行し、衛星コマンド受信機の同期確認後、コマンド送信を行う。

- 運用計画によって運用する場合には、地上局が主局であること
- 空中線が送信してよい領域を指向していること
- アップリンク条件(テレメトリの受信状態、衛星の同期状態)を満たしていること

(4) レンジ運用/ドップラ運用

衛星と地上局間の距離/距離変化率を測定するため、レンジ運用/ドップラ運用を行う。このレンジ運用とドップラ運用は、並行して実施することができ、同一タイミングでデータを取得する同期運用と、完全に独立してデータを取得する非同期運用の2つの運用方法がある。

地上局には運用者を配置しないシステムであることから、障害発生時にも人的被害/機器損傷を回避するため、筑波管制局から監視/制御できるとともに、空中線装置/送信装置に関しては、装置故障時、制御をする計算機の故障時に駆動停止/送信停止する。

通常、運用計画の立案は筑波管制局で行い、各地上局に伝送して自動運用するが、非常の場合等には、地上局単独で筑波管制局から独立して運用を行うことも可能である。

地上局が単独で衛星運用を行うことを実現するために、運用計画の立案、アンテナ予報値の生成機能等、筑波管制局で本来実施する機能の一部を地上局の地上局管制設備にも備えている。さらに、前述したように、地上局設備に対する単発制御、マクロ制御の機能も、地上局に設置されたGTから実行することができ、地上局の単独運用を可能としている。要旨のページの図にサマリー画面と受信レベル表示画面を示す。これらの画面は、各地上局及び筑波のGTで同一画面構成で監視制御が可能である。

2.3.6 時刻設備

GPS受信による基準時刻信号と10MHz基準周波数信号を発生し、局内各機器の局部発振部に供給する。10MHz基準周波数信号は、距離計測精度・距離変化率計測精度を満足させるためセシウム発振器を採用した。

3. 性能確認結果

当社通信機製作所で仮組みを行い、出荷前試験を行った。その後、各地上局単体試験及び局内インテグレーション試験を現地で行い、筑波管制局を試験の中心としてNASDA追跡管制システムを構成する主要システム(SMACS, FDS, 外部機関ゲートウェイシステム, INITS)と外部機関ユーザー設備と系間インタフェース試験、総合インテグ

レーション試験を実施した。移動衛星との動的性能に関しては特別な試験を実施し、規定最低衛星高度500kmに近い軌道上のETS-VII衛星(技術試験衛星VII型おりひめ・ひこぼし、高度550km)でRARR(Range and Range Rate)計測性能を含めて運用性・性能の試験を各局無人で実施した。この結果から、RARR計測精度やビット誤り率性能等は現GNと同等性能を確保できる見通しを得た。納入後に打ち上げられる衛星に対しては、筑波試験局を使用して、USERS/DRTS/ADEOS-II衛星適合性試験を実施し、各局の無線局認定試験を実施した。

各地上局では、高緯度のキルナ局も含めて太陽を使用してコリメーション設備なしで追尾系調整を行い、その後、ETS-VII、USERS、ADEOS-II各衛星の追尾は、遠隔・自動で実施した。

4. む す び

この設備は、今後の衛星運用に使用されることが期待されている。終わりに、ご指導いただいた宇宙開発事業団を始め、ユーザー機関各位、この設備の設計・製作・据付け・調整に当たりご尽力いただいた関係各位に深く感謝の意を表す。

参 考 文 献

- (1) 藤原知博, ほか: 地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)用受信設備, 三菱電機技報, 70, No.4, 441~449 (1996)
- (2) Sarai, H., et al.: NETstar for NASDA NEW Ground Network, 01-13-1, 37th Annual International Telemetry Conference, Las Vegas (2001-10)

地域衛星通信ネットワーク用DAMA装置

高橋 司* 今井 徹*
西村修司*
木村敏章*

要 旨

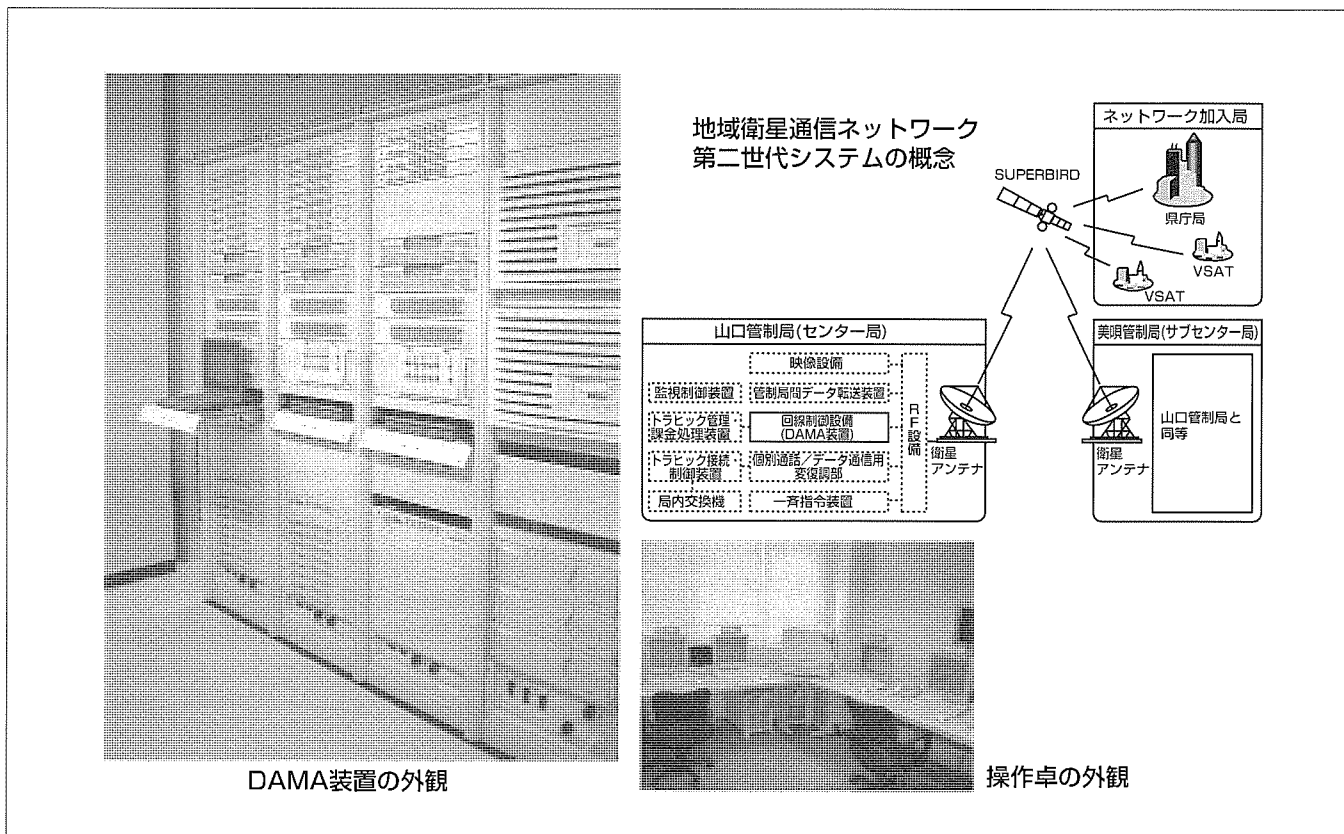
全国ネットワークによる防災行政通信の手段として衛星通信を利用した(財)自治体衛星通信機構(Local Authorities Satellite COMMunications organization : LASCOM)が運営する地域衛星通信ネットワークは、1991年から順次各県にシステムが導入され、4,500余局に及ぶVSAT (Very Small Aperture Terminal : 超小型地球局)で構成された防災行政通信網である。音声/FAXによる地震等の災害通信及び通常時の情報伝達回線として利用されるとともに、アナログ映像方式で災害実況及び地域情報の発信を行っている。

このネットワーク第二世代システムでは、IP (Internet Protocol) データ伝送及び映像チャンネルのデジタル化を図り、新たなネットワーク設備の導入を行った。三菱電機は、

そのネットワークの中核となる通信回線の制御を行う第二世代DAMA (Demand Assignment Multiple Access) 装置を開発した。

第二世代DAMA装置の特長としては、回線の割り付け処理として50呼/秒という高速化を実現した。また、限られた衛星回線の効率的な利用とデータ回線の高速化を行うために、必要とされるデータ量に応じた帯域幅変更及び周波数変更と、周波数の再配置の自動化による広帯域回線確保を実現し、効率的な通信回線の利用が可能となった。

今回開発したDAMA装置は最大管理地球局数10,000局、最大収容変復調装置20,000台の回線制御能力を保有し、これまでに類を見ない大規模DAMA装置となっている。



DAMA装置の外観

操作卓の外観

地域衛星通信ネットワーク第二世代システムの概念及び機器の外観

地域衛星通信ネットワークとは、(財)自治体衛星通信機構によって運営され、都道府県単位で整備される防災行政無線ネットワークが中心の衛星通信システムである。山口管制局及び美唄管制局では、DAMA装置によりネットワークの回線制御が行われている。写真左はDAMA装置の変復調部及び総合管理部を示す。写真右は操作卓を示す。

1. ま え が き

第一世代システムでは、電話回線(個別回線)ファクシミリ伝送、デジタル画像伝送及びアナログ映像伝送に利用されていたが、データを送受信するには音声圧縮方式が32k-ADPCMを使用しているため9.6kbpsの伝送速度が限界となっていた。近年、回線のデジタル化・高速化の要求が高まり、高速データ伝送回線の確保と限られた衛星回線をより効率良く運用を行うことを念頭に置いたネットワークの構築を図る必要があった。

このネットワークの主な目的である災害時の回線確保、回線の輻輳(ふくそう)時の対応、災害の発生した地域における優先的な回線の確保といった点を考慮し、高速データ回線の実現化を図る必要があった。また、地震発生時には極めて短い時間に各VSATから震度情報の回線要求が発生し、回線設定の高速化が不可欠となっていた。さらに、登録されている地球局は既に4,500局を越し、回線管理、登録処理、データ処理等のためにDAMA装置は非常に高い処理能力が必要となった。

2. 概 要

第二世代システムは、1章を考慮して、既存システムとの互換性を保証しながら、新たにIPデータが取り扱えるIP型データ伝送、動画のデジタル伝送等にも利用できるサービスを整備し、マルチメディア化に対応できる新たな高速デジタル衛星通信ネットワークとして、2003年4月からサービスを開始した。

当社は、IP型データ回線割り付け、自動周波数変更、自動帯域幅変更等の特長を持ち回線管理、登録処理、データ処理等で高速かつ高い処理能力を必要とする第二世代システム対応のDAMA装置を完成した。表1にDAMA装置の主要諸元を示す。

3. DAMA装置の特長(主要機能)

(1) DAMA方式回線割り付け

図1にIP型データ伝送の回線割り付けシーケンス例を示す。地球局1の端末から発呼されると、データ伝送アダプタで相手先の地球局番号に変換され、センター局(DAMA装置)に対してデータ捕捉(ほそく)信号を送信する。DAMA装置は、データ捕捉信号を受信すると、空きチャンネルを確保し、発信側及び着信側の変復調装置に対して、割り付けた周波数を指定するためのデータ回線指定信号を送信する。

変復調装置は、DAMA装置からのデータ回線指定信号に基づき、IPデータ伝送用の周波数に変更し、発信情報信号の相互確認を行い、IPデータ伝送用の通信路を確保する。着呼側データ伝送アダプタは、変復調装置からの起動信号

を受信すると、応答信号を変復調装置経由で発呼側データ伝送アダプタに返送し通信状態となる。

(2) 自動周波数再配置

DAMA装置は、呼の発生にかかわらず定期的にトラヒックの回線割り当て状況を確認し、回線使用率が設定値以上であれば、自動的に周波数再配置を行う(図2)。

自動周波数の再配置を行うことにより、連続的な空き帯域が確保できるため、効率的な帯域の利用が図られる。

(3) 自動周波数変更、帯域幅変更

DAMA装置は、地球局から帯域変更の要求があると、必要に応じて自動的に周波数を変更し、帯域幅の変更を行う。また、図3に示すように、帯域に空きがない場合には、他の回線を周波数移動させて空き帯域を確保し、割り付ける機能を持っている。

表1. 回線制御設備(DAMA)の主要諸元

項目	仕様	
衛星回線伝送方式	FM-SCPC方式	
回線割り付け方式	DA(デマンドアサイン)	
	・即時系割り付け、予約系割り付け	
	・自動周波数変更 ・自動帯域幅変更	
チャンネル制御方式	下り回線	TDMアクセス方式
	上り回線	スロット付きランダムアクセス方式
	変調速度	35k シンボル/秒
	周波数設定	25kHz間隔
符号化方式	畳み込み符号(符号化率 1/2, 拘束長7)	
呼処理能力	50呼/秒以上	
衛星回線容量	2,000チャンネル	
ネットワーク収容数	地球局	10,000局
	変復調装置	20,000台
通信サービス	個別通信(直通回線を含む)、IP型データ伝送、デジタル映像伝送、一斉指令等	
情報速度	個別通信	32kbps
	IP型データ伝送	32kbps~8.192kbps
	デジタル映像伝送	7.291kbps
その他機能	地球局監視制御、地球局管理、通信統制、管制局切換え、時刻校正など	

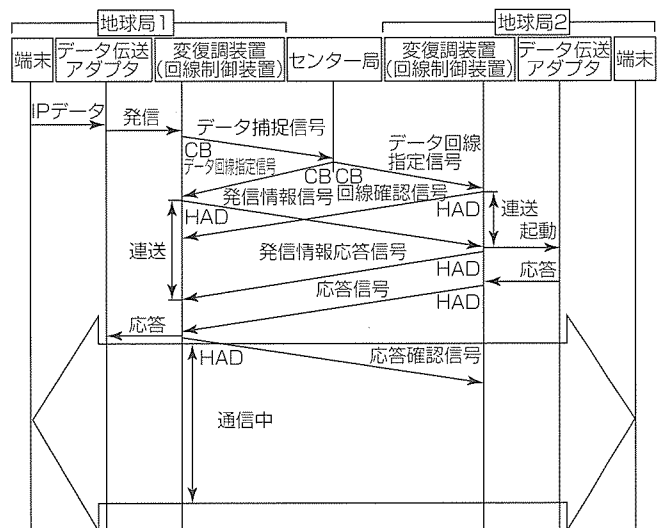


図1. IP型データ伝送回線割り付けシーケンス例

4. 構成・構造

DAMA装置は、変復調部、回線制御部、総合管理部で構成されている。DAMA装置の構成を図4に示す。

(1) 変復調部

地球局とDAMA装置間で送受信される制御信号の変復調処理を行う。

(2) 回線制御部

地球局からの要求に応じて回線の割り付け、開放などを行う。また、衛星回線の帯域管理、自動周波数変更／帯域幅変更などの機能を持っている。

(3) 総合管理部

回線制御部が実施している回線制御状況をリアルタイムで表示し、回線制御部への各種設定を行うことができる。また、回線制御部及び変復調部の機器に対する監視制御機能を持っている。

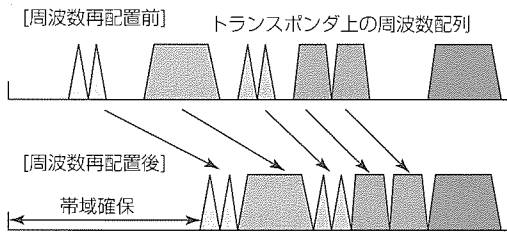


図2. 自動周波数再配置

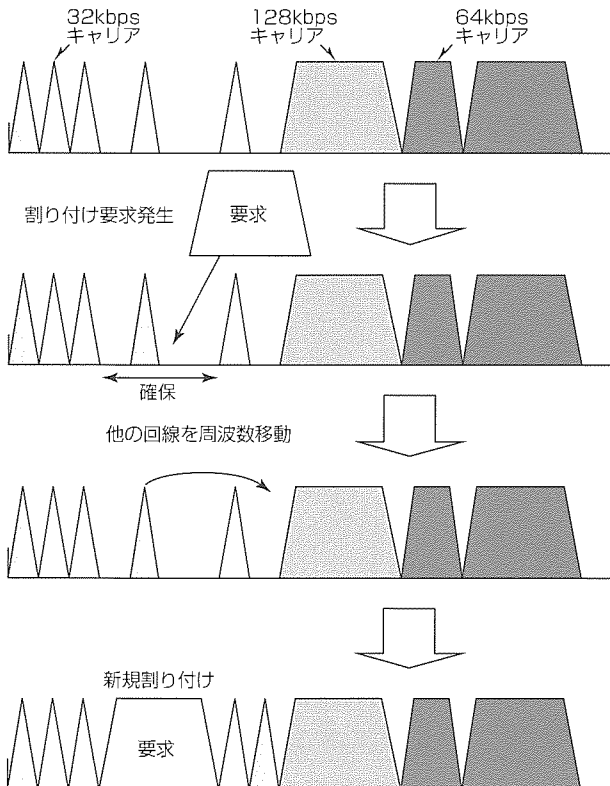


図3. 自動周波数変更／帯域幅変更

5. DAMA運用

サーバマシンと液晶ディスプレイで構成する操作卓4台を用いDAMA操作及び監視制御を行う。操作卓1及び2がネットワーク管理及びDAMA装置の運用パラメータを管理しており、GUI(Graphical User Interface)操作で容易にパラメータの登録や変更が可能である。DAMA装置は、各地球局に対しポーリング方式でヘルスチェックを行い、各地球局の状態を監視している。

GUIの表示例として、都道府県別の地球局状態監視や地球局運用状況、衛星回線運用などを一括表示する地域衛星通信ネットワーク画面を図5に示す。また、各衛星回線の使用状況(CH番号、通信状態、モデムID、情報速度など)を表示する通信回線画面を図6に示す。そのほかに、操作

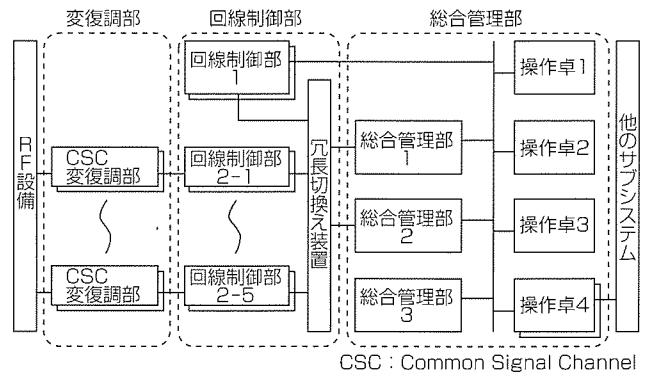


図4. DAMA装置の構成

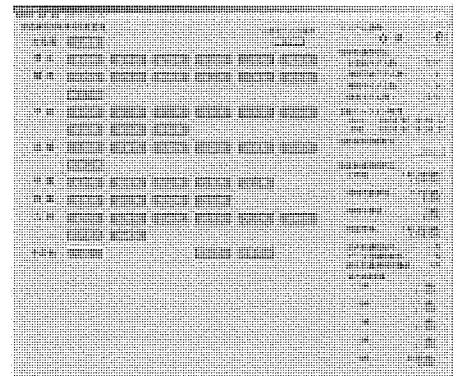


図5. 地域衛星通信ネットワーク画面

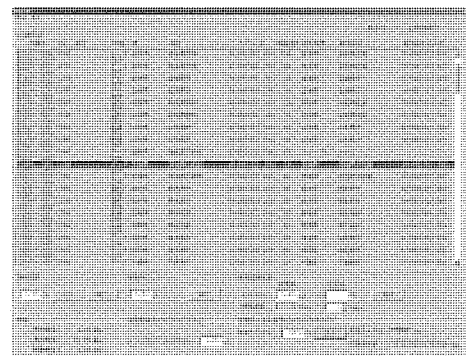


図6. 通信回線画面

卓1及び2はネットワークCSC回線画面やグループ登録画面、地球局画面など計29の操作/監視画面を持っている。

また、操作卓3は履歴管理機能を持っており、地球局ヘルスチェックとDAMA装置の操作及び制御における各履歴をデータベースに最大5万件蓄積できる。表示例とし、図7に、地球局のヘルスチェック履歴検索画面を示す。県名や局名、モデムIDなどの地球局情報や発生時刻などの条件を指定し検索することができ、検索結果の印刷及び記録媒体への保存が可能である。

操作卓4はDAMA装置のすべての構成機器を常時監視しており、異常が発生した場合には赤く点滅表示し警報音を鳴動させる。高信頼なシステムを実現するためDAMA装置は冗長構成を採っており、機器の異常を検出した場合、瞬時に予備系の機器に切り換えを行う。また、主局と従局は完全な冗長構成で、同一画面上に他局のDAMA装置も監視制御しており、運用者の操作で冗長切り換えを実施する。図8にDAMA装置全体の監視制御画面を示す。

6. むすび

このDAMA装置の開発に当たっては、高速の呼処理能力を確保しながら、高度な回線管理、登録管理の処理を実現することに注力した。その結果、音声とデータ回線が混在しているネットワークでの回線割り付け、IP型データ伝送の自動周波数変更、帯域幅変更、50呼/秒の呼処理を可能としたDAMA装置を実現することができた。

このDAMA装置は、2003年4月から、世界でも類を見ない大規模ネットワークの中核装置として運用されている。

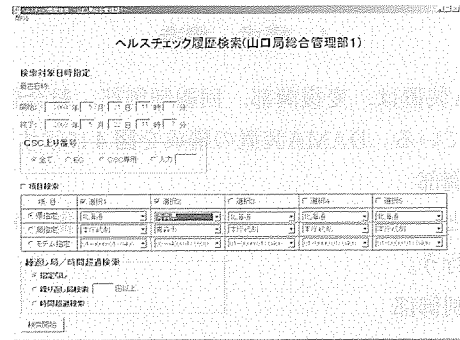


図7. ヘルスチェック履歴検索画面

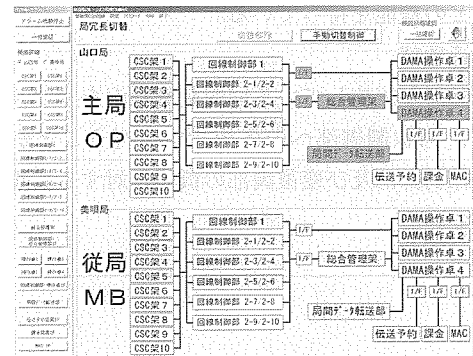


図8. DAMA装置監視制御画面

今後、各県では第二世代化の整備が行われ、ネットワークは高速デジタル化され、多目的な利用が図られる。

最後に、DAMA装置の開発に当たって各種ご助言・ご指導いただいた(財)自治体衛星通信機構、総務省及び(株)電波産業会を始め関係各位に感謝の意を表す。



特許と新案

三菱電機は全ての特許及び新案を有償開放しております

有償開放についてのお問合せは
三菱電機株式会社 知的財産渉外部
電話(03)3218-9192(ダイヤルイン)

偏向ヨーク 特許第2055635号(特公平7-73035)

発明者 野村 達衛

この発明はカラー陰極線管用偏向ヨークに関するもので、特に偏向ヨークの磁界分布の調整を容易に行えるようになるものである。

従来の偏向ヨークコアは、一端が小径で他端が大径となるラッパ形状をなしている。そして、コア内面にはコア軸方向に一端面から他端面へ内面全体にわたって複数の溝が設けられており、これらの溝の中へ偏向磁界を作るための励磁巻線が埋設されている。しかしこのような構成の場合、コアの溝は一端面から他端面にわたって形成されているために、円周方向角度に関する巻線分布関数がコア軸方向の位置に応じて変化させることが困難であり、そのために磁界分布調整が容易でなく、カラー陰極線管に適用した場合に、色ずれを補正するのが困難であるという問題がある。

この発明は上記の問題点を解決するためになされたもので、図1に示すようにコアの小径側一端には励磁巻線を

埋設する溝が設けられているが、大径側他端部内面を平坦(へいたん)面にして、大径側他端部に励磁巻線のスクリーン側の位置を固定するガイド溝が形成されている。このようにすると、図2に示すように、小径側と大径側で励磁巻線の分布関数を変えることができ、磁界分布の調整が容易に行える。

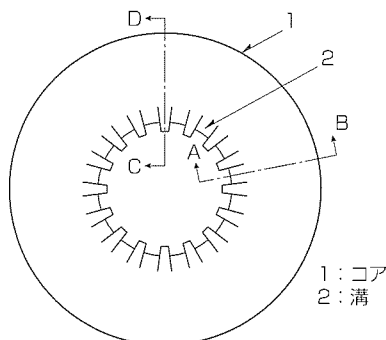


図1

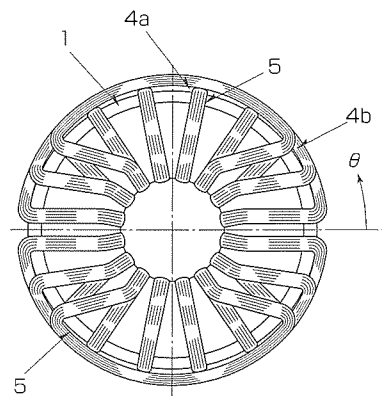


図2

薄膜形成装置およびその蒸発源用るつぼ並びに昇華性蒸発材料の薄膜形成方法 特許第3203286号(特開平7-232992)

発明者 塚崎 尚, 市村 英男, 村上 政明, 井上 晋一

この発明は、図1に示すようなるつぼ型蒸発源を用いる薄膜形成装置において、例えばアルカリ土類金属、有機物などの昇華性の蒸発材料を用いる場合の薄膜形成方法に関するものである。

従来は、蒸発材料の蒸気圧としておおむね130Pa以下として、蒸発材料をあえて高温には加熱せず、昇華状態で蒸気を発生させていた。このため、蒸発材料表面の自然酸化膜や不純物の影響でるつぼと蒸発材料の間に温度差が生じ、蒸気の発生量が時間的に変化して一定の成膜速度が得られず、基板上に良質の薄膜が形成できないという問題点があった。

この発明では、るつぼに設けるノズルの寸法・形状を適正化することにより、図2に示すように、蒸発材料を融点

より高い温度に加熱して蒸発材料の蒸気を発生させる。したがって、るつぼ温度と蒸発材料温度がほぼ等しい状態となり、昇華性蒸発材料の蒸気を安定して発生でき、安定した成膜速度で薄膜が形成できる。

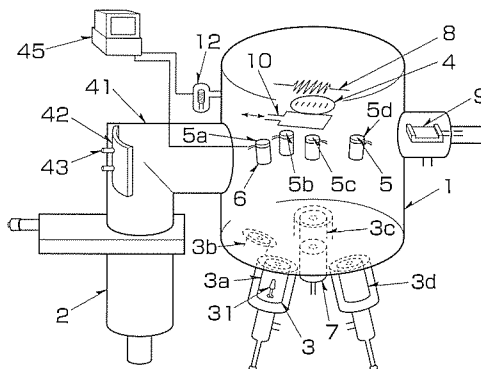


図1

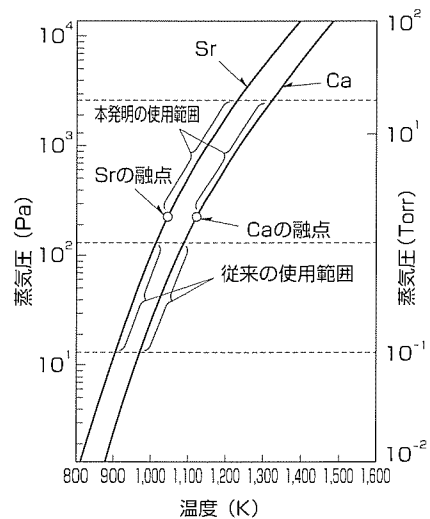


図2



特許と新案 * * *

三菱電機は全ての特許及び新案を有償開放しております

有償開放についてのお問合せは
三菱電機株式会社 知的財産渉外部
電話(03)3218-9192(ダイヤルイン)

レジスト露光装置 特許第2910867号(特開平4-199810)

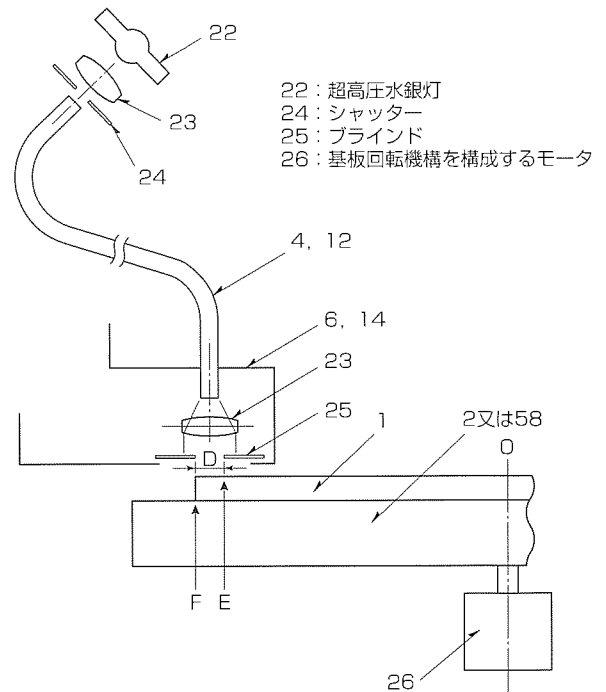
発明者 青木 理

この発明は、TFT-LCDなど主に角型基板上に形成する電子デバイスの写真製版工程におけるレジスト露光装置に関するものである。

製造工程中、基板端などパターン部以外のレジストは、異物の原因となり歩留り低下を招いたり金属膜の残を発生させ異常放電の原因となるなどの理由で露光現像して除去しているが、従来は、ステッパなどの露光装置を用いてデバイスパターンの露光以外に除去用のパターンなし露光を追加していたため、露光ショット数が増加し装置の処理能力を落とす原因となり、生産性やコストの点で問題があった。

この発明におけるレジスト露光装置は、角型基板を保持するステージ、基板を90°ごとに回転し得るようにされた基板回転機構、光源から光ファイバを経て導かれた光を上記角型基板に照射する露光ヘッド、露光ヘッドを基板の辺に沿って移動し得るようにされた露光ヘッド駆動機構、基板に対する露光範囲及び露光幅を可変にするとともに露光ヘッド駆動機構と連動するブラインド、及び上記各機構の動作をコントロールするシーケンサを備えたものである。必要最小限の簡単な構成としたので装置コストが低減でき、ステージ回転機能を持たせたので、効率良く周辺露光を行

うことができ、露光範囲を可変できるブラインドと露光ヘッド駆動機構により、“田の字型”や“目の字型”などの自在な露光が可能で、露光の幅も自由に可変できる。



<本号記載の商標について>

本号に記載されている会社名、製品名はそれぞれの会社の商標又は登録商標である。

<次号予定> 三菱電機技報 Vol.77 No.9 特集「パワーデバイス技術の最前線」

三菱電機技報編集委員 委員長 井手 清 委員 小林智里 長谷川 裕 堤 清 英 栗原幸志 村松 洋 松本 修 浜 敬三 田島 範一 中川 博 雅 中島克人 部谷文伸 黒畑幸雄 山木比呂志 事務局 松本敬之 本号取りまとめ委員 寺西知幸 辻 順一郎	三菱電機技報 77巻 8号 (無断転載・複製を禁ず) 編 集 人 井手 清 発 行 人 松本 敬之 発 行 所 三菱電機エンジニアリング株式会社 e-ソリューション&サービス事業部 〒102-0073 東京都千代田区九段北一丁目13番5号 日本地所第一ビル 電話(03)3288局1847 印 刷 所 株式会社 三菱電機ドキュメンテクス 株 式 会 社 オーム社 〒101-0054 東京都千代田区神田錦町三丁目1番地 電 話 (03)3233局0641 定 価 1部735円(本体700円)送料別	2003年 8月22日 印刷 2003年 8月25日 発行
URL http://www.MitsubishiElectric.co.jp/giho/	三菱電機技報に関するお問い合わせ先 cep.giho@ml.hq.melco.co.jp	