

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査

3.3.1.1項 オンボード処理の動向を調査するにあたり、欠かせないと判断されたオンボード処理に関わる主要なプレイヤーリストを下表に示す。

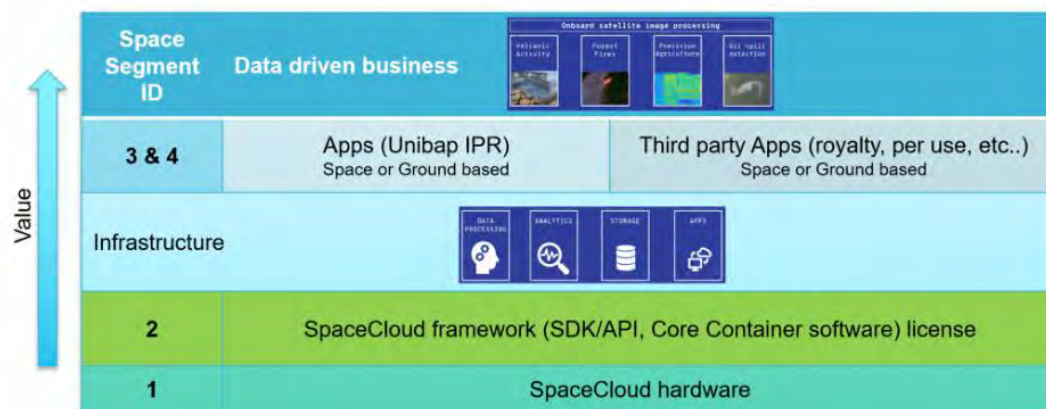
LN	プレイヤー名	国	H W	M W	A P	S	概要
11	Spire Global	US	○	○	○	○	104機の衛星で観測の他にIoT・気象・SDA・トラッキング等の7事業をサービス。またオンボード処理高度化による“Brain in Space”と称する仕組みで、顧客や自社が産業用開発基盤で搭載系アプリケーションを検証しロードするAPI提供
12	Aitech	US	○				Nvidia社製TX2iを使用した高性能エッジ計算機を提供。
13	AICRAFT	Australian	○	○			Pulsarと呼ばれるAI処理用の小型衛星向け高性能計算機(90TOPS)を提供
14	CESIUM ASTRO	US	○	○	○		高度なオンボード処理装置とアンテナが一体となったSDR通信ペイロードをRaytheon TechnologiesのSDA衛星等に供給。
15	Troxel Aerospace Industries	US		○			COTSのデジタル処理デバイスを使用した際のSEUの影響をSWIによって低減するミドルウェアを提供。unibapのix5,ix10等に採用されている。
16	ibeos		○	○			小型衛星向けのエッジ処理計算機を提供
17	三菱電機	日本	○	○	○		オンボード処理関連の動向としてETS-9向けにデジタル通信ペイロードを開発。
18	NEC Space Technologies	日本	○	○	○		革新3号機向けにソフトウェア受信機SDRXを開発
19	QPS	日本	○	○	○		オンボードにてSARの画像化を行う軌道上画像化装置 (FLIP)を開発

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N1

Unnibap : COTS品を利用した高性能計算機 ix5/ix10 、および、SpaceCloud OS/Framework というSWプラットフォームを提供することにより、軌道上でPaaSを提供しようとしている。

名前	Unibap	国名	Sweden	設立	2013
----	--------	----	--------	----	------

- AMD社のV1000シリーズやIntelのMyriad等の高性能なCOTSを用いたヘテロジーニアスな宇宙用計算機ix5/ix10 を提供
- アプリケーションSWの開発を容易とするため、SpaceCloud OS/SpaceCloud Framework を提供(SW開発環境を含む)
- L/N 15 Troxel Aerospace Industries のミドルウェアを採用してCOTSプロセッサの耐放射線を向上させている。
- AWSと提携し、SpaceCloud FrameworkとAWSのクラウド、ストレージ、エッジサービスとの統合を推進。AWS上で動作するアプリケーションの一部をunibapの計算機上でも実行することに成功している。
- JAXA刷新PJテーマB 、satellogicの観測衛星、HyTI/HyTI2.0等複数のプロジェクトに採用されている。



# 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N2

KPLAB : COTS(産業用計算機コア)に対して、耐放射線対策徹底することにより性能・コスト・信頼性の両立を目指す計算機を提供。

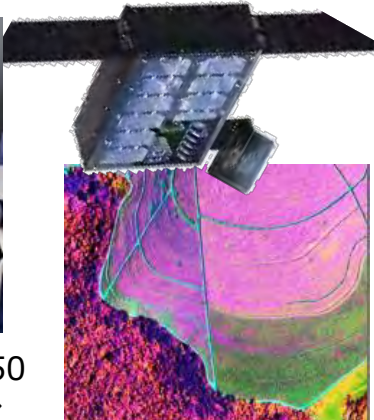
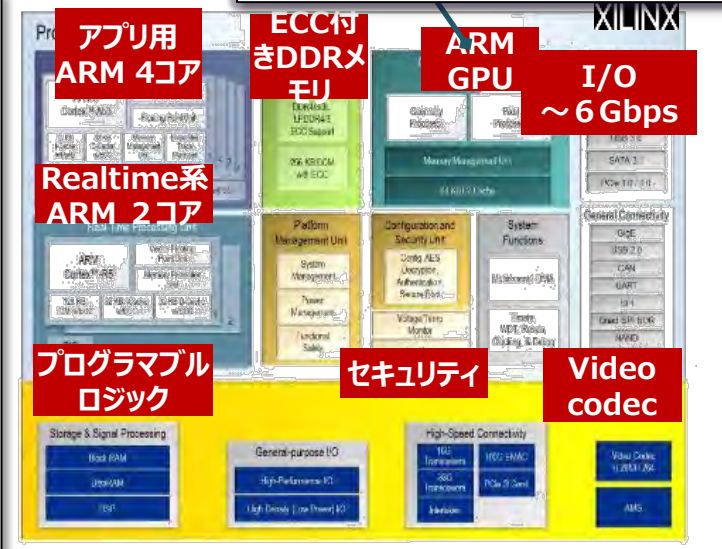
名前	KPLAB	国名	Poland	設立	2016
----	-------	----	--------	----	------

①産業用でも放射線耐性が物性的にあるものを選定  
**5Gワイヤレス・自動運転・産業用IoTなどで使われる先端産業用デバイス**

②IPその1 その上でハード・ソフト両面の重粒子・電子線蓄積対策を実施。  
 ③IPその2 アプリはDNN(Deep neural Net)等の機械学習向け画像認識アルゴリズムの搭載技術を有する。

KPLABSは使用しているミッションMPSoCに下記XILINX(AMD)のZynq UltraScale+に左記RHDBを適用し搭載化

1. 放射線耐性COTSパーツ
2. 重粒子反転(SEU)対策に全電源ラインに保護回路
3. MPSoCの電源にSEU時の過電流保護回路
4. 全メモリにbitエラー検知/訂正EDACをSWで実装
5. 放射線SEU対策として、可能な範囲でTMR(三重系)、プロセッサは主従実装
6. 放射線による機能割込み(SEFI)の検出と自動ブート
7. 稼働中もスクラビングによるビットチェック



Intuition-1、2023予定、150ハイパースペクトルセンサ処理⇒

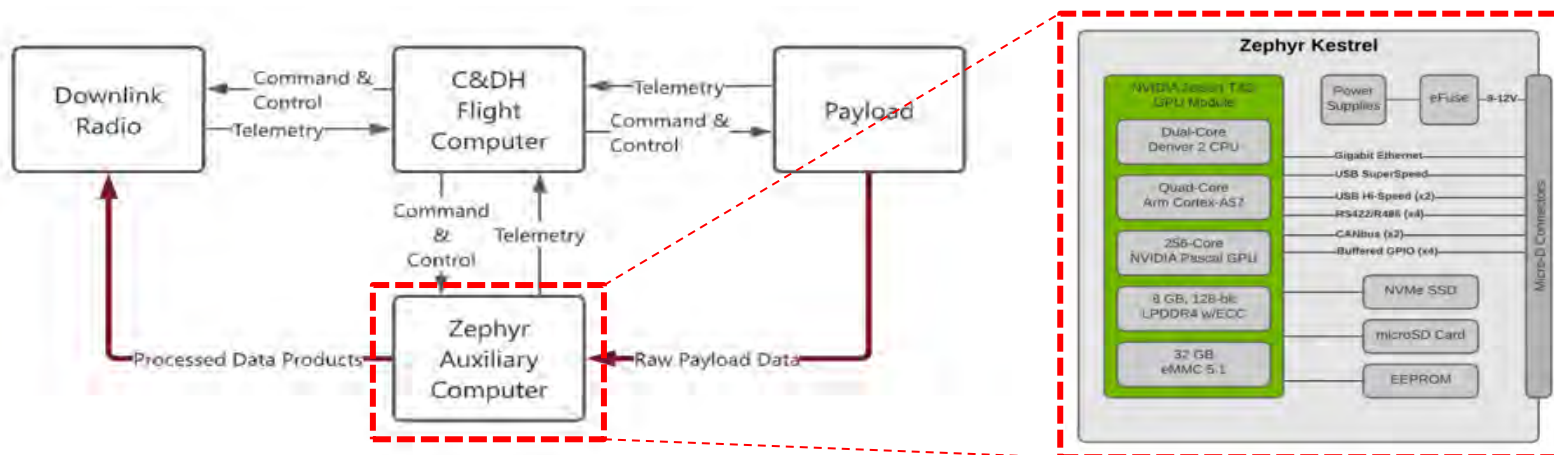


## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N3

Zephyr Computing Systems : 主にセンサデータ処理向けのエッジコンピューティングのためのハードウェアとソフトウェアのソリューションを提供

名前	Zephyr Computing Systems	国名	US	設立	2015
----	--------------------------	----	----	----	------

- センサデータ処理専用の高性能な補助プロセッサとして搭載
- ハードウェアとしては、COTS製品のプロセッサを宇宙へ持ち込むことを志向しており、NVIDIA社の工業品AIモジュールであるJetson TX2iをベースとして開発
- 次の製品では、Xilinxの最新AIチップであるVersal ACAPチップを搭載したSoM (System on Module) を設計する計画
- ソフトウェアは、オープンソースのカスタマイズフレームワーク (YoctoプロジェクトとOpenEmbedded) を使用して組み込み用にカスタマイズされたLinuxディストリビューションと、ユーザがアプリケーション開発に集中できるようにするために複雑なインターフェイスを仮想化するミドルウェアウェアで構成

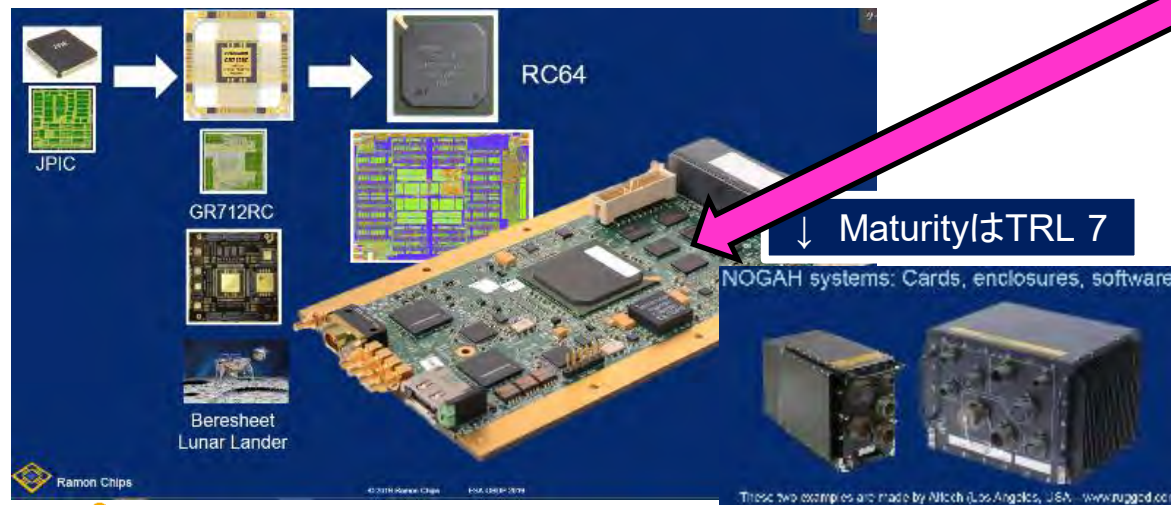


## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N4

RAMON Space : 自社開発のRHBDのRC64チップを用いた高性能計算機を提供。RC64はDSPマルチコア数64個、300 MHz, 40GFLOPSと高性能なチップな完全独自アーキテクチャなチップ。

名前	RAMON Space	国名	Isreal	設立	2015
----	-------------	----	--------	----	------

- GR712のGeisler-IPでは、Radiation-Hardened-by-Design (RHBD) SOIで貢献。
- ESAもイスラエル政府とともに開発資金を提供。
- 一方ビジネス的には米国に販社を設立し米政府系衛星への供給を図る。
- DSPマルチコア数64個、300 MHz, 40GFLOPS。
- このRC64を多数組み合わせせてデジタルペイロードを構成。
- 将来的にLEOだけではなくGEOの用途(通信帯域数100Gbps)や寿命もScope
- 将来的にAI/MLのCNNや必要な256コアDSP、VCC用PB級メモリも開発中



左記はESA資金での3U衛星向け送信機(1Gbps)通信衛星向けに下記用途を考えている。

- DBF
- Channelization
- Modems
- Interference Detection and Mitigation

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N5

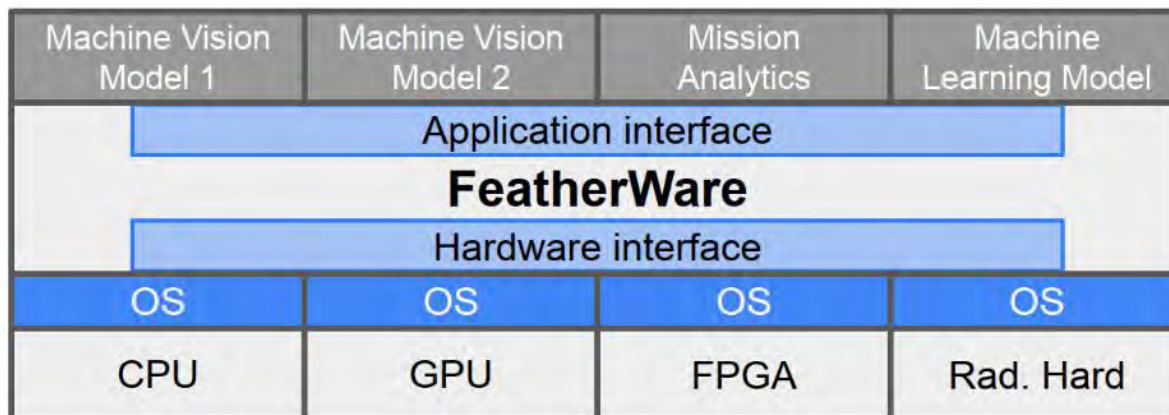
Exo-Space : 宇宙でデータ処理インフラを構築するためのAI、マシンビジョンの技術を、宇宙の過酷な環境に耐えられるエッジなソフトウェアとハードウェアのパッケージとして提供

名前	Exo-Space	国名	US	設立	2019
----	-----------	----	----	----	------

- ハードウェアとしてはFeatherBoxと呼ばれる0.5Uの処理ユニットを提供
- FeatherBoxは、軌道上での人工知能アプリケーションのためのデータ処理ユニットであり、専用のCPU、GPU、AIアクセラレータで構成
- FeatherBoxには、1秒間に4兆回の演算を行うことができる機械学習システムが組み込まれており、より多くの処理が必要な場合は、複数のプロセッサにモデルをパイプライン接続することも可能
- ソフトウェアは、FeatherBoxで動作する専用ソフトウェアであるFeatherWareとして提供
- FeatherWareは、衛星に搭載されたカメラからリアルタイムで画像を受信し、その生画像をGoogleが開発したOSSであるTensorFlowをベースとしたAI/MLモデルを通して実行
- ハードウェアは仮想化されており、処理されたデータはAPIを通じてダウンロードされてユーザに提供



FeatherBox外観



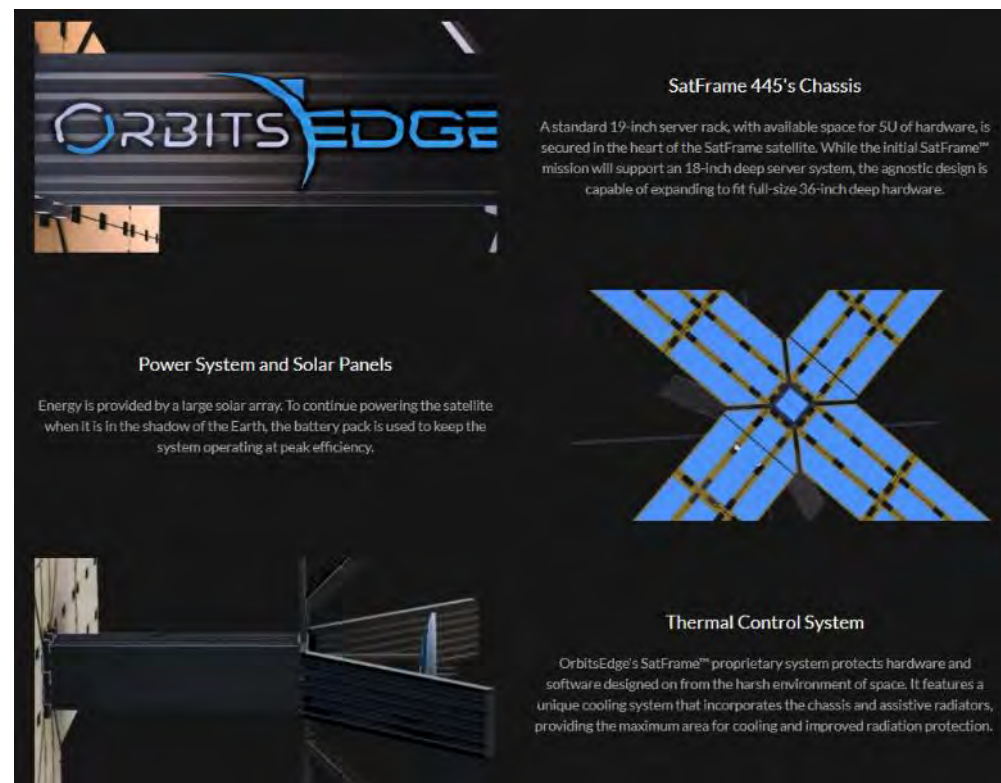
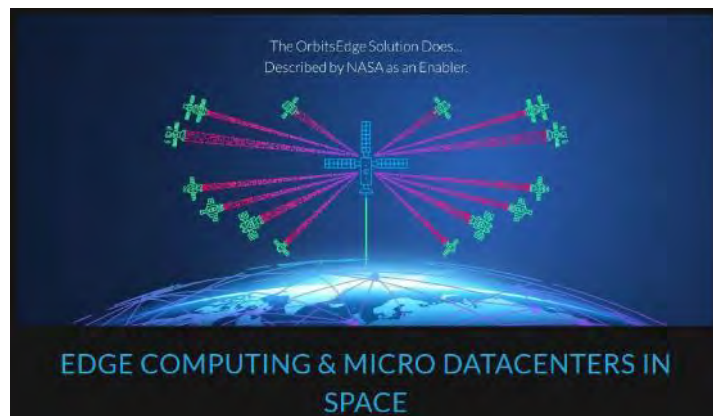
FeatherWareのアーキテクチャ

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N6

ORBITS EDGE：民生サーバを軌道上に配置するための衛星バスを提供。軌道上でのエッジ処理を行うためのマイクロデータセンターを軌道上で構築しようとしている。

名前	ORBITS EDGE	国名	US	設立	2018
----	-------------	----	----	----	------

- 民生サーバを軌道上に配置するための衛星バス (SATFRAME445)を開発している。
- SATFRAME445は標準的な19-inchのサーバーラックに対して、放射線の遮蔽、電力、熱制御を提供する。
- 軌道上に豊富な計算力・ストレージを有した民生サーバを軌道上でのエッジ処理用マイクロデータセンターとして配置。
- 急増する観測衛星に伴う地上-衛星間のデータ帯域制約を解決するイネーブラーを目指している。



## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N7

Hewlett-Packard Enterprises : ISSにて高性能宇宙用計算機Spaceborne Computer-1/2(SBC-1/2)の実証を行っている

名前	Hewlett-Packard Enterprises	国名	US	設立	1939
----	-----------------------------	----	----	----	------

- SBC(SpaceBorne Computer)-1/2 : 地上での高度なコンピューティングを軌道上で実現するISSでの実証実験を実施。
- SBC-1:2017年実施
- SBC-2:2021年実施 SBC-2では高度な商用エッジコンピューティングによるリアルタイムデータ処理を可能にすることで、宇宙探査の加速に加え、宇宙飛行士の自律向上に貢献することを目的としている。

## NEXT MISSION: SPACEBORNE COMPUTER-2

Launching: Feb. 20, Northrop Grumman Resupply Mission to Space Station (NG-15)



## SPACEBORNE COMPUTER-2: SPECS

## Hardware: each locker will contain

- 1 x HPE Edgeline EL4000 Converged Edge system (edge-focused single socket with a single GPU)

- 1 x low wattage x86
- 1 x low wattage GPU
- 64 GB of memory total
- 4 x 240GB solid state disks
- 1 x 10GbE Ethernet Adapter

- 1 x HPE ProLiant DL360 Gen10 server (traditional 2-socket HPC Compute node)

- 2 x low wattage x86 processors
- 192 GB of memory total
- 10 x 240GB solid state disks
- 1 x 10Gb Ethernet Adapter

- Software: Red Hat 7.8 Operating System, NASA TRex 5.2.2
- Powered from 28Vdc, cooled by AAA & MTL





## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N8

IBM : SBC-1/2に関するエッジ処理のソリューションを提供

名前	IBM	国名	US	設立	1924
----	-----	----	----	----	------

- SBC(SpaceBorne Computer)-1/2 : 地上での高度なコンピューティングを軌道上で実現するISSでの実証実験を実施。
- IBMはHewlett-Packard Enterprisesが開発したSBC-2乗で動作するエッジ処理のソリューションを開発。
- 具体的には、ISS上のDNAシーケンシングプロジェクト向けのDNA解析、ISSにて取得される衛星画像の画像解析等を実現している。

#### NEXT MISSION: SPACEBORNE COMPUTER-2

Launching: Feb. 20, Northrop Grumman Resupply Mission to Space Station (NG-15)



#### SPACEBORNE COMPUTER-2: SPECS

##### Hardware: each locker will contain

- 1 x HPE Edgeline EL4000 Converged Edge system (edge-focused single socket with a single GPU)
  - 1 x low wattage x86
  - 1 x low wattage GPU
  - 64 GB of memory total
  - 4 x 240GB solid state disks
  - 1 x 10GbE Ethernet Adapter
- 1 x HPE ProLiant DL360 Gen10 server (traditional 2-socket HPC Compute node)
  - 2 x low wattage x86 processors
  - 192 GB of memory total
  - 10 x 240GB solid state disks
  - 1 x 10Gb Ethernet Adapter
- Software: Red Hat 7.8 Operating System, NASA TRex 5.2.2
- Powered from 28Vdc, cooled by AAA & MTL



## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N9

Spiral Blue : NVIDIA社製のCOTS GPUを使用したオンボードエッジ処理計算機を提供

<b>名前</b>	<b>Spiral Blue</b>	<b>国名</b>	<b>Australia</b>	<b>設立</b>	<b>2017</b>
-----------	--------------------	-----------	------------------	-----------	-------------

- NVIDIA社のCOTS GPUを使用したオンボードエッジ処理計算機を提供。
- Space Edge ZeroではJetson Nano、Space Edge 1では Xavier NXを使用している。
- 地球観測衛星コンステレーションを構築しているSatellogic社のNuSatにSpace Edge-1が採用されている。

	Space Edge Zero (SE-Z)	Space Edge 1 (SE-1)
Chip architecture	NVIDIA Jetson Nano	NVIDIA Xavier NX
Processing Power	0.5T FLOPS	21 TOPS
GPU	128-core Maxwell	384-core Volta
CPU	4-core ARM A57	6-core Carmel
Memory	4 GB	8 GB
Storage Options	16 GB	256 GB to 2 TB
Size	0.25U (25x100x100mm)	0.25U (25x100x100mm)
Weight	250g	250g
Power usage	3W idle, 10W peak, 6 W avg	3W idle, 20W peak, 7W avg
Radiation	25 krad max total ionising dose	
Software	Linux Ubuntu 18.04 based OS, Docker based containers	Linux Ubuntu 18.04 based OS, Docker based containers
Connections	Ethernet, USB 2.0, UART	Ethernet, USB 2.0, USB 3.0, CAN, UART
Product TRL	8	8
Lead Time for Delivery	Discontinued	In stock
Flight model Price (AUD)		\$50,000 +GST
Engineering model Price (AUD)		\$5,000 +GST (with Flight model), \$25,000 +GST (standalone)
Included extras		40 hours of engineering support (with Flight Model)



Figure 2: Space Edge Zero



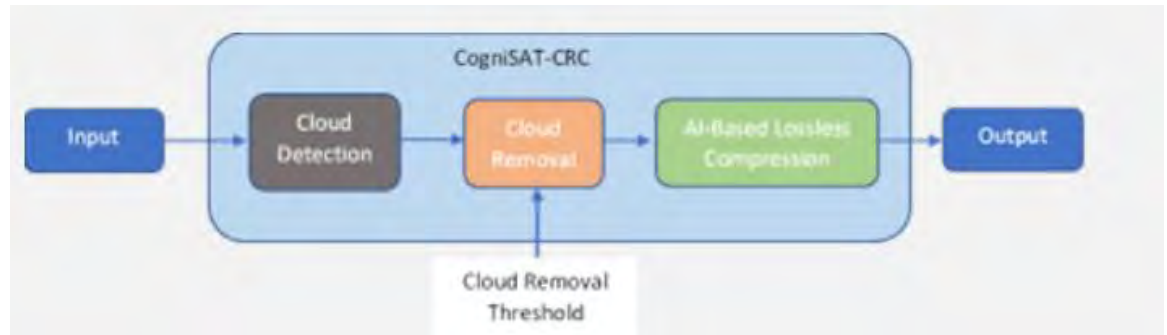
Figure 3: Space Edge One

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N10

Ubotica：小型衛星向けの低消費電力・高効率計算プラットフォームを提供。併せて、画像の雲除去・圧縮等のアプリケーションも提供している。

名前	Ubotica	国名	Ireland	設立	2016
----	---------	----	---------	----	------

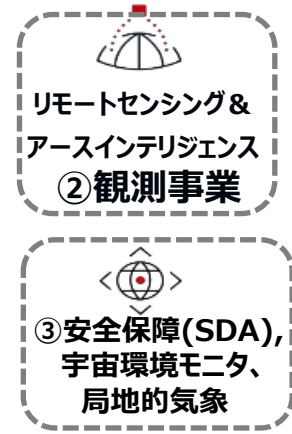
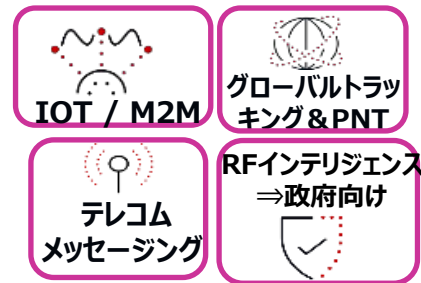
- CogniSAT-XE-2: Intel社製® Movidius™ Myriad をCOTS利用した小型衛星向けの低消費電力・高効率計算プラットフォームを提供
- SW開発を容易とするため、衛星用の軽量ライブラリを含むソフトウェア開発環境CogniSAT-TK™ Software Development Kitを整備している。
- CongniSAT-CRC:地球観測向けに撮像画像から雲領域の除去、および、画像圧縮のソリューションも併せて提供。



# 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N11

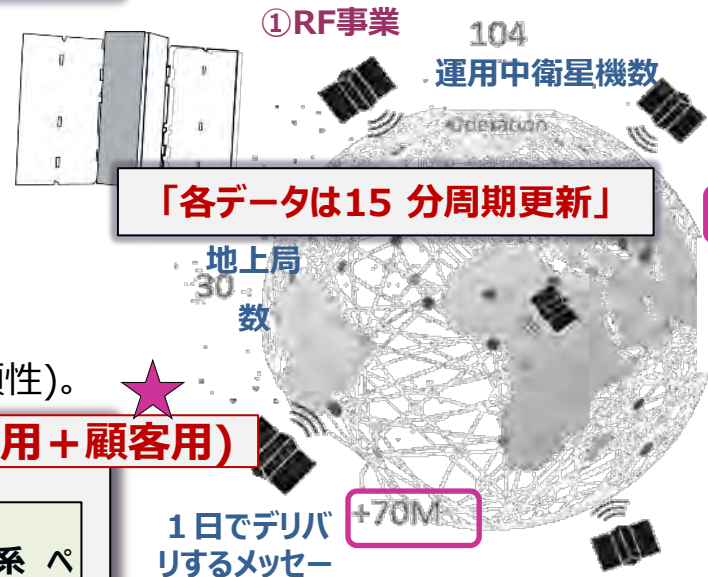
**① Spire社のビジネスモデル：“Brain in Space”は、NBデータのE2E solution、顧客のパイロードやS/Wを搭載するサービスもあり、その開発環境・UL環境を提供(ASTEC:どの程度課金できるか?)**

1. 地上インフラの削減 (運用コスト削減) **Spireの狙い**
2. コンステレーション効率の向上 (ダウンリンク量の削減)
3. 機微な情報のレイテンシー削減 (迅速な判断)
4. 機敏な意思決定の源泉提供を自動化 (企業・政府向け)
5. データのデリバリ優先度指定を可能に (サービス課金)
6. クラウドでITと同様な衛星アプリ開発環境を顧客に提供



## ②最新の衛星構成

- 産業用Xilinx (AMD)社 Zynq Ultrascale+
- ◆ 民生産業用FPGA (KP LABS同様)
- ◆ AI アルゴリズムを実装し演算
- Nvidia Jetson TX2i
- ◆ 産業用GPU(256のグラフィックCudaコア)で取得画像処理
- Platform系はXilinx Zynq 7000 Series
- ◆ Platform部は顧客にはOpenにしておらず、Spireが管理する(信頼性)。

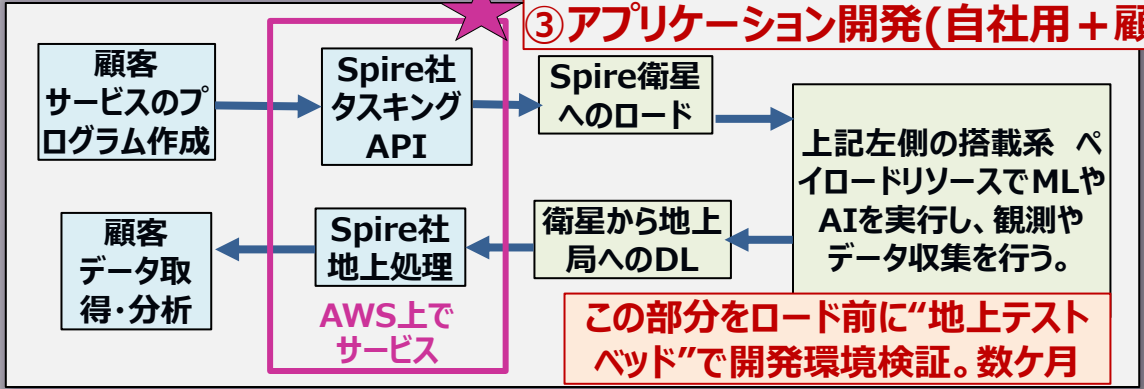


+27M  
+70M中で、Spireのみが供給元となるメッセージ数(僻地・孤立地帯)1日でのAISにおけるMMSI※キャプチャ数

1日でデリバリするメッセージ数 +70M

MMSI※ (Maritime Mobile Service Identity) AISで規定された海上移動業務識別コード

## ③アプリケーション開発(自社用+顧客用)



この部分をロード前に“地上テストベッド”で開発環境検証。数ヶ月

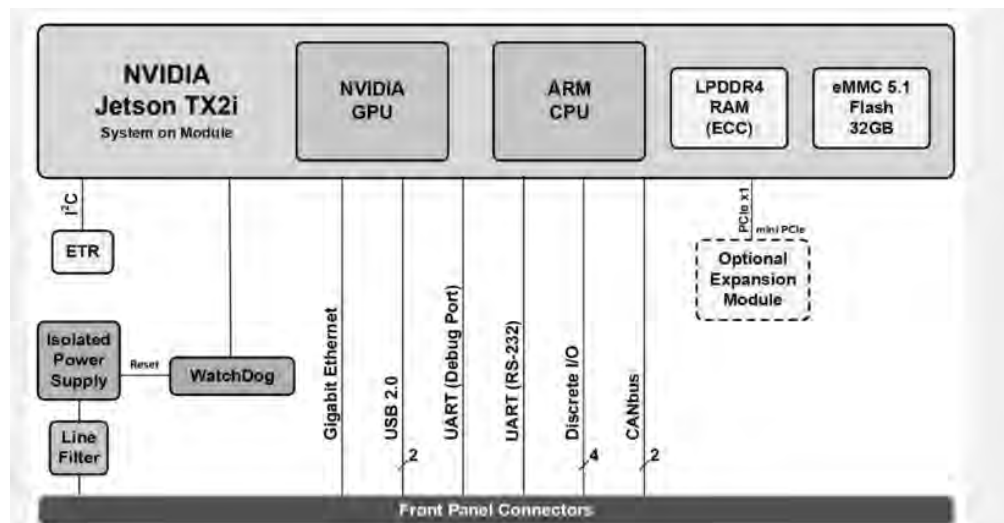
“System-level hardening techniques used in the COTS - based data processing unit” - 2nd European Workshop on On-Board Data Processing (2nd OBDP), Piotr Kuligowski, KPLABS

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N12

Aitech : NVIDIA社製TX2iをCOTS活用した高性能エッジ計算機を提供

名前	Aitech	国名	US	設立	1983
----	--------	----	----	----	------

- NVIDIA社製のTX2iをCOTS活用した高性能エッジ計算機 S-A1760 を提供
- Aitech社内にて、製品の耐宇宙環境レベルをシリーズ 100~500として標準化しており、S-A1760はシリーズ300に当たる。



S-A1760ブロック図



S-A1760外観

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N13

AICRAFT : 90TOPSという高性能宇宙用計算機を提供

<b>名前</b>	<b>AICRAFT</b>	<b>国名</b>	<b>オーストラリア</b>	<b>設立</b>	<b>2021</b>
-----------	----------------	-----------	----------------	-----------	-------------

- Pulsarという高性能宇宙用計算機を提供
- プロセッサはARM v8のマルチコアでML用のco-Processorにより最大90TOPSの演算性能を持つ。
- 2023年2月Antaris Space社のJANUS-1衛星に搭載され、軌道上実証を完了した。

項目	諸元
Processor	ARMv8、64bit Multi
ML co-processor	Max 90TOPS
RAM	4GB DDR4 with ECC
Storage	64GB SLC NAND with ECC
I/F	UART/Ethernet/USB 3.0
OS	Linux
Power	5V DC/ 5W(nominal)
Mass	250g
Dimensions	95x90x21mm

Pulsar主要諸元



Pulsar外観

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N14

CESIUM ASTRO：高度なオンボード処理装置とアンテナが一体となったSDR通信ペイロードをRaytheon TechnologiesのSDA衛星等に供給。

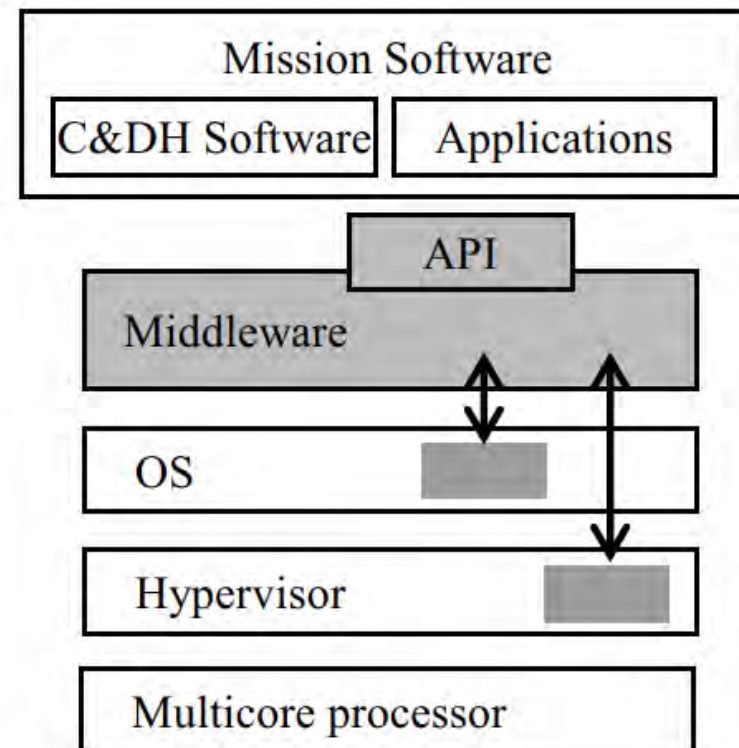
名前	CESIUM ASTRO	国名	米	設立	
<ul style="list-style-type: none"> <li>➤ カードサイズのSDR(Soft Defined Radio), SBC(Single Board Computer), Up/Down Converter, 電源モジュールとアンテナを組み合わせるにより、SDRアクティブフェーズドアレイ通信ペイロードとして供給するベンダー。</li> <li>➤ SDRモジュールは1枚で Tx:4chx200MHz、Rx:4x100MHz分をFPGAにて処理する。</li> <li>➤ SBCモジュールはZynq Ultrascale+MPSoCと想定されるデバイスが用いられており、通信制御や機器制御に使用される。</li> </ul>	<div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <div style="width: 45%;">  </div> <div style="width: 50%;"> <p><b>OUR PRODUCT SOLUTIONS</b></p> <p>CesiumAstro offers a suite of scalable products from discrete modules to complete software-defined payloads that work out of the box. The integrated product line ranges from single-beam downlink solutions to multi-beam, full-duplex communications payloads.</p> </div> </div> <div style="display: flex; justify-content: space-around; margin-top: 10px;"> <div style="text-align: center;">  <p>The SDR-1001. A high-performance, compact software-defined radio.</p> <p>SDRモジュール</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>The SBC-1461. A compact, credit-card-sized single-board computer.</p> <p>SBCモジュール</p> </div> </div>				

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N15

Troxel Aerospace Industries : SEE Mitigation Middleware(SMM)というCOTSプロセッサでも宇宙実用に耐えるSEU/SEFI影響低減のミドルウェアを開発・販売する会社

名前	Troxel Aerospace Industries, Inc	国名	US	設立	2015
----	----------------------------------	----	----	----	------

- 2015年創業のFault-tolerant SW開発を専門とする米国企業
- OS(Linux)上でバックグラウンドでマルチコアを用いてシステムレベルのFaultが起きていないかチェックするSEE Mitigation Middleware(SMM)により、COTSプロセッサに対する放射線によるSEU/SEFIの影響を低減
- NASA JPW SBIR Phase II programにて、放射線試験によるSMMの性能評価を実施しており、SMMを用いることにより、SEU/SEFIにより、プロセッサが誤動作をするエラー間隔を720倍に伸ばせることが確認。
- 上記は、軌道上で3日に一度はリブートが必要になってしまうCOTSのプロセッサにおいても、SMMを用いることで5.9年に一度という頻度になることから、十分実用的なプロセッサとできる技術となる。



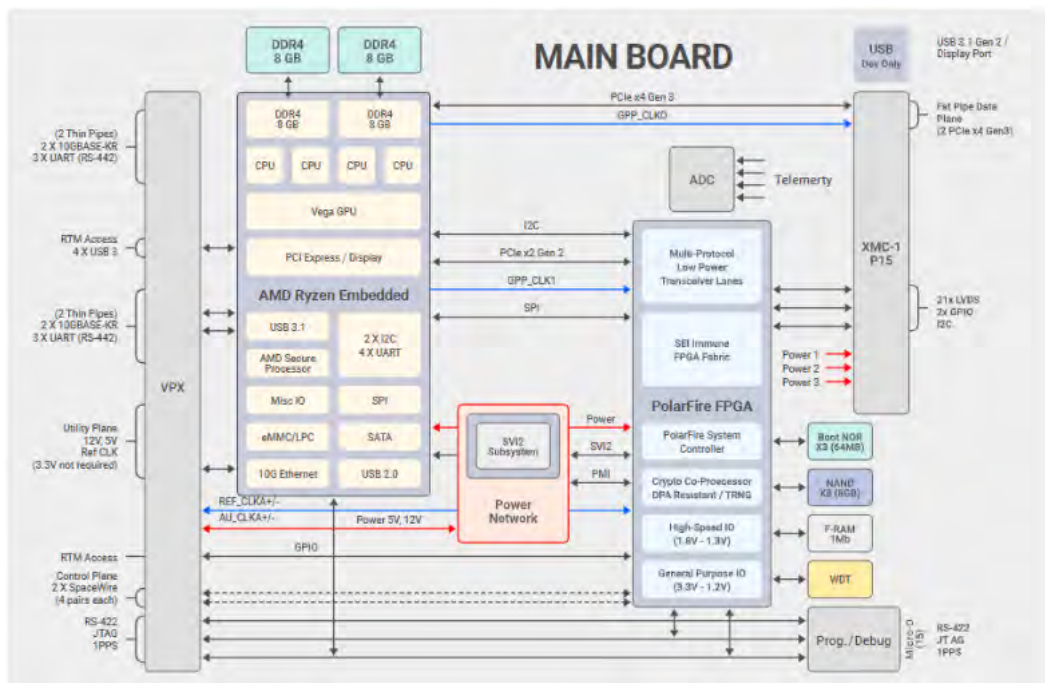
出典: [Fredrik C. Bruhm et al, "Enabling radiation tolerant heterogeneous GPU-based onboard data processing in space"](#)



Ibeos : AMD RyzenベースのSpace-VPX用のプロセッサカードを提供

名前	Ibeos	国名	米国	設立	2013
----	-------	----	----	----	------

- EDGE-1100というSpace-VPX用のプロセッサカードを2024Q1より提供予定。
- プロセッサチップはAMD Ryzenを使用



EDGE-1100ブロック図



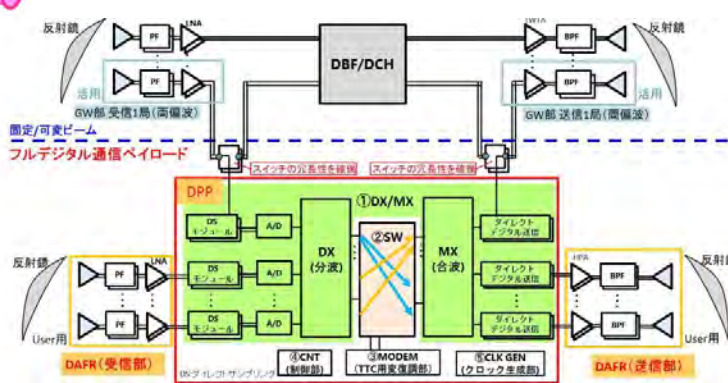
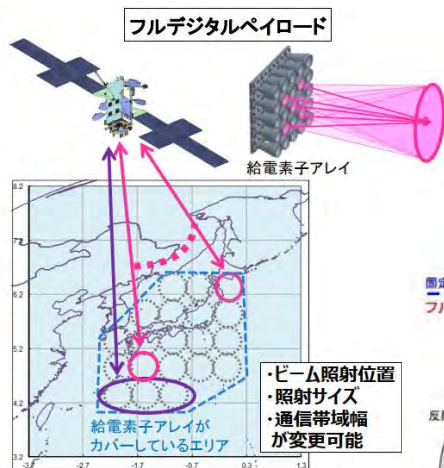
EDGE-1100 外観

# 3.3.1.2 オンボード処理に関するプレイヤー調査:L/N17

三菱電機：オンボード処理関連の取り組み事例として、ETS-9 でのフルデジタルペイロード、及び、革新3号機でのGEMINI(民生GPU実証機)の開発が挙げられる

名前	三菱電機	国名	日本	設立	1921
----	------	----	----	----	------

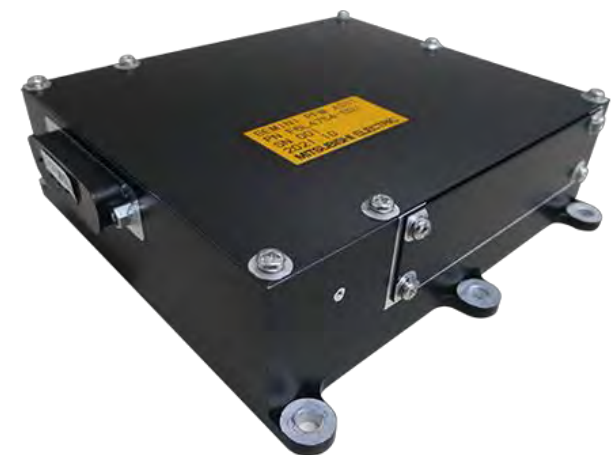
- フレキシブルなビーム配置、通信周波数構成を可能とするフルデジタルペイロードをETS-9向けに開発中。
- 革新3号機向けに高性能な民生用GPUの軌道上実証を目的としたGEMINI(民生GPU実証機)の開発を実施。イプシロン6号機の打ち上げ失敗を受け、軌道上実証が遅延。現在革新4号機向けに再開発中。



- 複数の給電素子からの電波の合成により1つのビームを作る。
- 給電素子アレイがカバーしているエリアでは自在にビームの形成が可能となる。

## ETS-9 フルデジタルペイロード概要及び構成

出典：[文部科学省](#)



## GEMINI外観

出典：[JAXA](#)

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N18

NECスペーステクノロジー：オンボード処理関連の取り組み事例として、革新3号機でのSDRX(Software-Defined Radio Receiver)の開発が挙げられる

名前	NECスペーステクノロジー	国名	日本	設立	2001
----	---------------	----	----	----	------

- 革新3号機向けにソフトウェアにより受信信号の解析および軌道上での復調方式の変更を行うことにより、軌道上においても柔軟に機能変更が行えるソフトウェア受信機 SDRX(Software-Defined Radio Receiver)を開発。イプシロン6号機の打ち上げ失敗を受け、軌道上実証が遅延。



SDRX外観

出典：[NEC](#)

## 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査:L/N19

QPS：オンボード処理関連の取り組み事例として、JAXA/アルウェットテクノロジーと共同開発を行ったFLIP(軌道上画像化装置)、及び、汎用オンボード高性能計算機によるオンボードAI処理に対する取り組みがある。

名前	QPS	国名	日本	設立	2005
----	-----	----	----	----	------

- JAXA/アルウェットテクノロジー共同開発のFLIP(軌道上画像化装置)により、SAR観測データを軌道上にて準リアルタイムに画像化する実証を実施。
- 軌道上で画像化することにより、衛星からのダウンリンク量の大幅な圧縮が可能となり、画像取得のレイテンシ削減等が可能となる。
- 併せて、JAXAが研究開発を進めている「ソフトウェアプラットフォーム」を搭載したオンボード高性能計算機(「OBC」)をQPS研究所が製造する小型SAR衛星「QPS-SAR」に搭載して軌道上での技術実証を進めている。
- 2023/6/13に打ち上げられた「アマテル-Ⅲ」に搭載され、軌道上での動作を確認軌道上での高速な画像化(約23秒)に成功。加えて圧縮処理を行うことで、地上へのダウンリンクデータ量を1/1000以下に圧縮することに成功。



FLIP外観 出典:[JAXA](https://www.jaxa.jp/)

## 3.3.1.3 デバイス調査 目次

- 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析
- 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析
- 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析
  - 3.3.1 オンボード基盤技術
    - 3.3.1.1 オンボード処理に関わるサービス/アプリケーション/技術の動向調査
    - 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査
    - 3.3.1.3 デバイス調査
      - 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査
      - 3.3.1.3.2 メモリ調査
    - 3.3.1.4 強み弱み分析
    - 3.3.1.5 戦略・研究開発計画の検討
  - 3.3.2 誘導制御技術
  - 3.3.3 電源系技術
- 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析
- 3.5 コンステレーション構築等に必要な技術
- 3.6 定常・動向分析
- 3.7 適時調査・事実確認

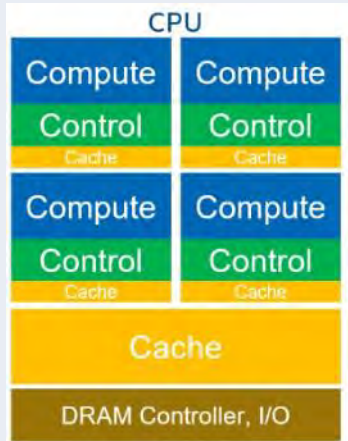
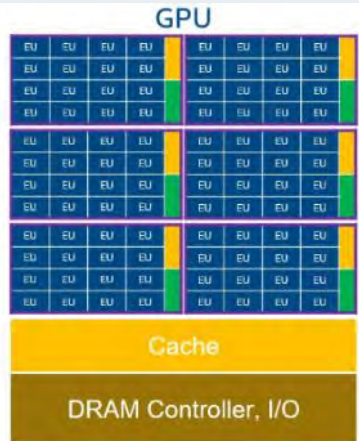
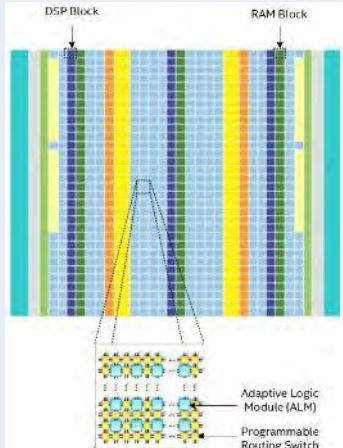
## 3.3.1.3.1 目次

### 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査

- ① デジタル処理デバイス基礎
- ① まとめ
- ② 半導体プロセスの動向
- ③ 民生デバイスの動向
- ④ 宇宙用デバイスの動向

# 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査①デジタル処理デバイス基礎 23-002-R-013

デジタル処理デバイスの分類: CPU/GPU/FPGA/ASICが挙げられる。最近では、GPU/FPGAの中にも高性能なCPUコアが実装されてきており、両者の分類はあいまいになってきている。

	CPU Central Processing Unit	GPU Graphics Processing Unit	FPGA Field Programmable Gate Array	ASIC Application Specific Integrated Circuit
特徴	分岐等を含む複雑な処理を得意とする。1コアは数GHz等高速な処理が可能であるが、1chipに1~数コアしか実装できないため、単純な演算の実行速度は他と比べると低い。	分岐/依存関係等を含まず単純な並列計算が可能な処理を得意とする。GHz等高速処理が可能なコアが1chipに数10~数100コア程度実装されるため、単純な演算は非常に高速	チップ上にちりばめられた小さな論理/演算エレメントを処理内容に合うよう接続しHW回路とすることで、デジタル処理を行う。リアルタイムでのパイプライン処理等が得意であるが、複雑な処理は苦手となる。	専用のHW回路をチップ状に実装する。FPGAは処理内容によって電氣的に接続を変更できるようにするためのスイッチが必要であるが、ASICは不要となることから、その分、高性能・低消費電力を実現
チップアーキテクチャ	複雑な処理が可能なコアが数個実装 	単純な処理が可能なコアが数10~100個実装 	論理/演算エレメントがチップ上敷き詰められており、用途に合わせて電氣的に接続する。 	ASICは専用HW回路となるのでアーキテクチャはASIC毎に異なる。
出典: <a href="https://www.intel.com">Intel</a>				

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査①デジタル処理デバイス基礎<sup>23-002-R-013</sup>

### 半導体に対する放射線の影響:大きく分けて3種類 デジタル処理デバイスではTID/SEL/SET/SEU/SEFIの影響が大きい

#### はじき出し損傷効果 (DDD:Displacement Damage Dose Effect)

多量の放射線が入射し、半導体結晶を構成する原子がその定常位置からはじき出されることによって引き起こされる。はじき出された原子および空格子点は、欠陥準位を形成し、半導体素子の諸特性を劣化させる。バルク損傷(Bulk Damage)とも呼ばれる。放射線からの遮蔽が困難な太陽電池パネル等で影響が大きい。

#### トータルドーズ効果 (TID:Total Ionizing Dose Effect)

多量の放射線が入射し、電離作用によって引き起こされる。生成された電荷は、固定電荷や界面準位を形成し、半導体素子の諸特性を劣化させる。累積線量効果とも呼ばれる。

#### シングルイベント効果 (SEE:Single Event Effect)

多1個の粒子が入射し、電離作用により高密度の電荷が生成されることにより引き起こされる。生成された電荷が半導体素子中を流れることによって、一時的もしくは定常的な故障が起こる。一般に、荷電粒子のLET (Linear Energy Transfer)が大きいほど電荷量は多く、電荷量が閾値(デバイス毎に異なる)を超えると事象が発生する。発生する故障内容によって、さらに以下に分類される

- SEL: Single Event Latch-up (永久故障)  
CMOS半導体内部の寄生サイリスタ(PNP構造)がON(ラッチアップ)することで、大電流がチップに流れ、チップが永久故障してしまう事象
- SEB: Single Event Burnout (永久故障)  
高エネルギーの重粒子の衝突によって発生した電離効果によって、部品内部に局所的な大電流状態をもたらすことで、結果的に破壊に至る現象。主にバイポーラトランジスタ/Nch パワーMOSFETで問題となる事象。
- SEGR: Single Event Gate Rupture (永久故障)  
放射線により発生した電荷がパワーMOSFETのゲートに蓄積され、酸化膜の絶縁破壊を起こす現象。
- SET: Single Event Transient (一時的な故障)  
放射線により発生した電荷によって、半導体出力に不要なパルスが出力される現象。アナログ回路での影響が大きいですが、デジタル回路においても、不要パルスをラッチしてしまうとSEUと同等な効果があるため、デジタル回路の高速動作化にともない影響が大きくなっている。
- SEU: Single Event Upset (一時的な故障)  
デジタル回路の記憶素子(メモリ/レジスタ/フリップフロップ等)の記憶している値が放射線により発生した電荷により、反転してしまう現象。
- SEFI: Single Event Functional Interrupt (一時的な故障)  
デジタル回路の動作を制御する設定レジスタの値がSEUによって反転してしまう等のことにより、デバイス全体として正常動作ができなくなってしまう現象

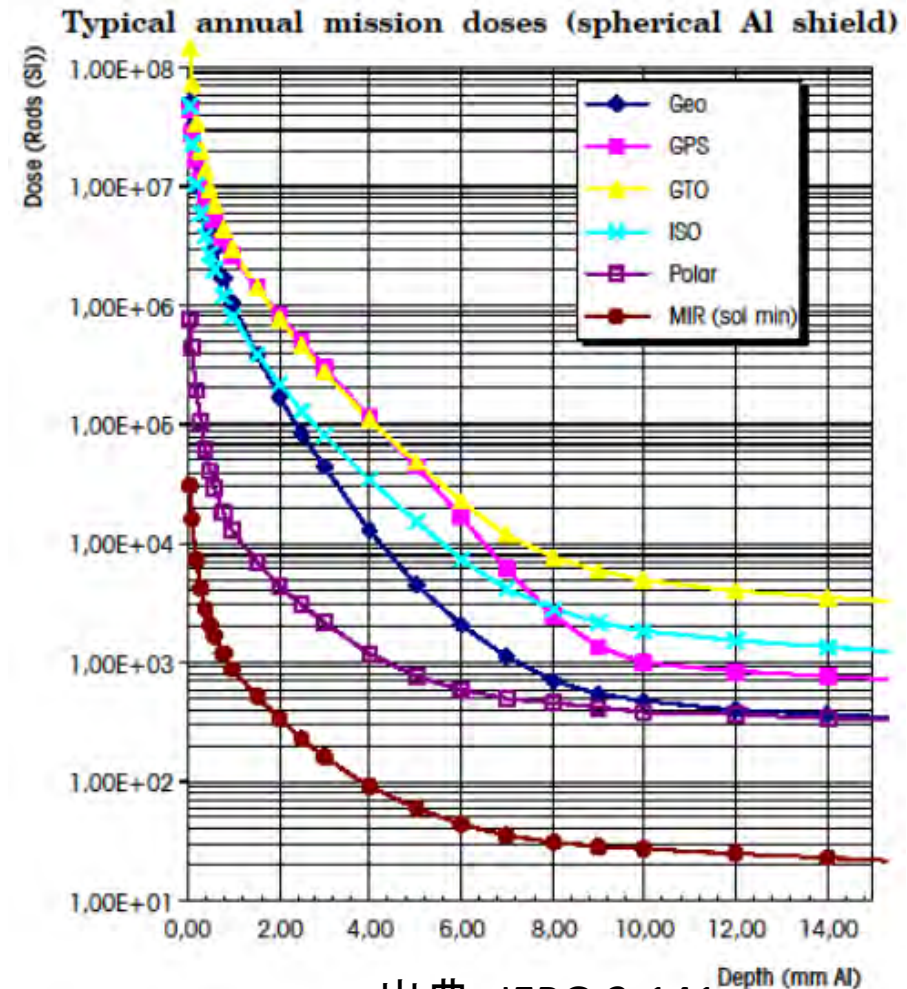


3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査①デジタル処理デバイス基礎<sup>23-002-R-013</sup>

## 半導体に対する放射線の影響：TID量の目安

MIR(51.6° 350~400km)でAl遮蔽厚1mmで1krad/年、GEOではAl遮蔽厚4mmで10krad/年程度

- 人工衛星は軌道によって受けるTID量が大きく変わるため、軌道/寿命に応じて適切な部品の耐性、Alの遮蔽厚を検討する必要がある。
- TID量は特にヴァンアレン帯を通過するか、否かで大きく変動する。GTO (Geostationary Transfer orbit：静止遷移軌道)は、GEO軌道に静定するまでに通る軌道であるが、ヴァンアレン帯を通過するため、TID量が非常に高い。電気推進等でGTO遷移期間が長い場合は影響も大きくなる。

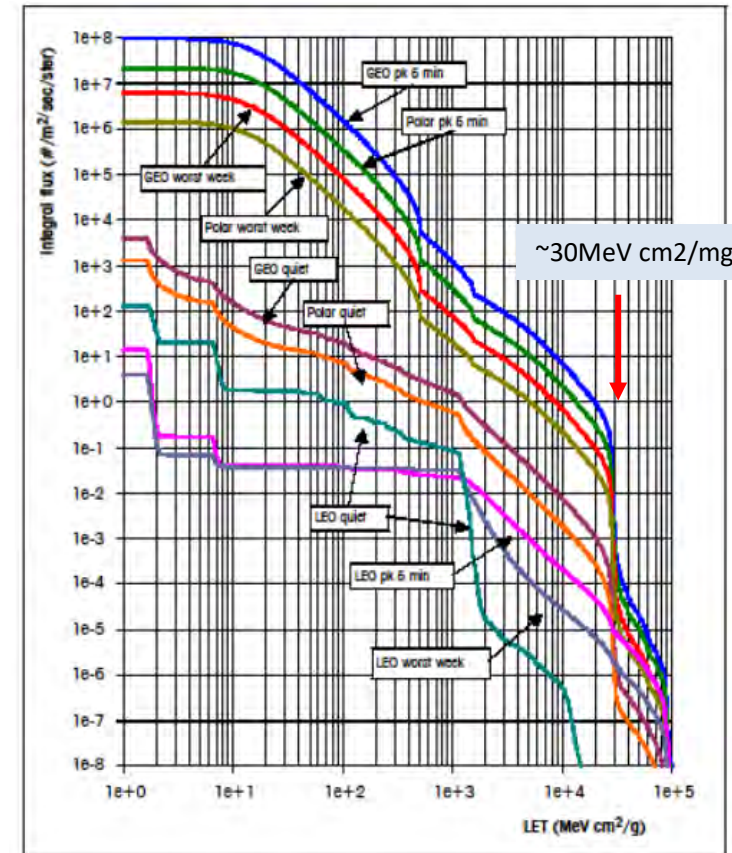


出典：JERG-2-141

3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査①デジタル処理デバイス基礎<sup>23-002-R-013</sup>

半導体に対する放射線の影響: SEEの原因となる宇宙線LETフラックス参考情報  
LETは値が小さくなるほど大幅にフラックスが増えるので、SEEが起き始める閾値が重要

- 軌道により、フラックスは大きく異なる。実際に適用する軌道のフラックス情報を適切に入手することが必要。
- LETは値が小さくなるほど大幅にフラックスが増えるので、SEEが起き始めるデバイス毎の閾値が重要
- LETが $30E4 \text{ MeV cm}^2/\text{g}$  ( $=30\text{MeV MeV cm}^2/\text{mg}$ ) 程度を超えると数桁フラックスは下がるため、特に永久故障に繋がるSEEに関しては、閾値が本値を超えているか否かが大きな指標となる。



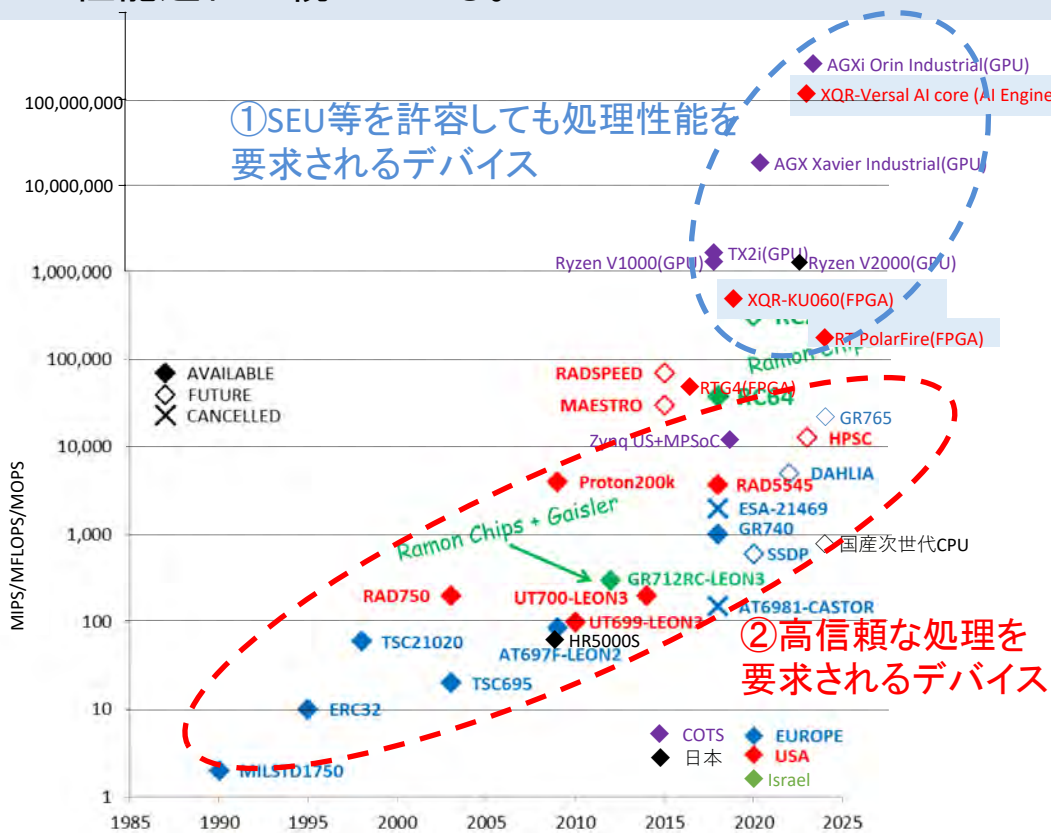
出典: JERG-2-141

Polar: 高度900km

LEO: 28°、450km

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査①まとめ

- 人工衛星で使用されるデジタル処理デバイスは大きく下記①②の領域に分類される。
- ①はCOTS品や民生品から転用された宇宙用デバイスとなり、②に対して数桁上の性能を示す。
- ②は多くは国家プロジェクト等で宇宙専用品として開発されたデバイスとなる。
- デジタル処理デバイス性能向上の源泉となるプロセス微細化の発展を背景として、①②ともに継続的な性能進化が続いている。



最近のデバイス開発費例：

- ①AGX Xavierシリーズ 20億ドル  
(参考：NVIDIA 2022年売上 269億ドル、営業利益104億ドル)
- ②次世代HPSC 0.5億ドル(開発スタート時)  
高信頼性衛星は年間高々100機。10年間すべての衛星に2石ずつ搭載されたとして、2000石→1石あたりの開発費 375万円

図補足：

- 縦軸はMIPS, MFLOPS (FP64/32/16), MOPS (INT8) 等を同系列に並べているため、厳密な演算性能比較にはならないので注意すること。
- COTSデバイスに関しては、放射線による影響が発生するため、ユーザー側等での対処が必要となる。
- 宇宙用のデバイスに関しても網掛けのものは、デバイスとしてRHBD (Rad Hard By Design) とはならず、放射線による永久故障はしないものの、SEU等は一定確率で発生するため、ユーザー側での対処が必要となるデバイスである。
- FPGAに関しては、実装されているDSPを全数100%帯域で使用した仮定で算出。

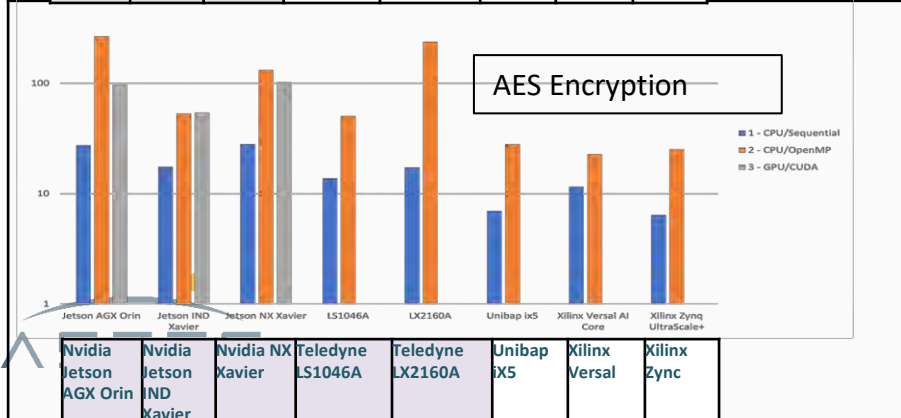
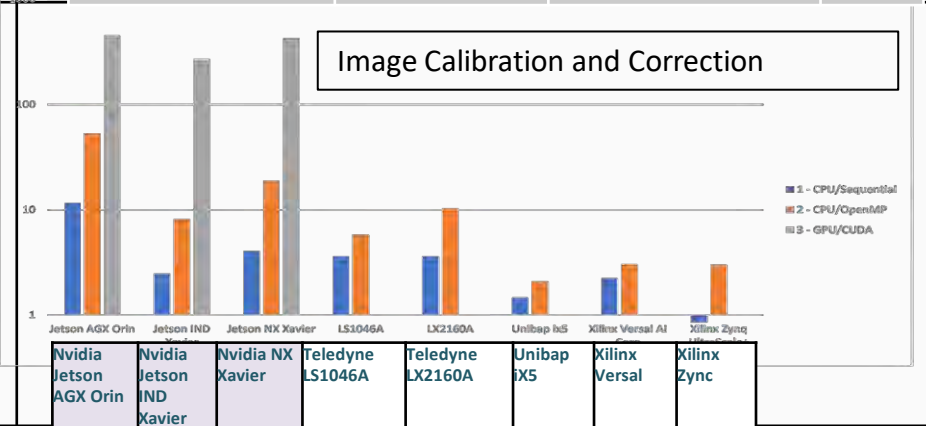
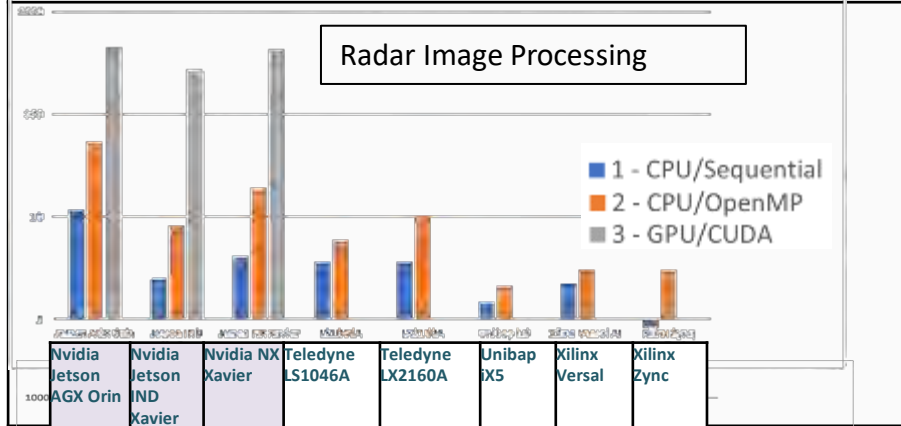
● 出典：[ESA OBDP](#)にASTEC情報追記

# 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査①まとめ (補足：処理速度例)



- ▶ 単独機能のGPUと比較して **AMDのXilinx系のMPSoCやUnibapは遅い。**
- ▶ 特に**CUDAは圧倒的なPerformance**
- ▶ **MPSoCはGPU/MPU/FPGAを1Chip1でSoC化・多機能化しているためと推察**
- ▶ **用途ごとの使い分けが重要**

Provider	Device	Type	Class
NXP / Teledyne e2v	LS1046A	Quad-core ARM A72	RT
NXP / Teledyne e2v	LX2160A	16-core ARM A72	RT
AMD Xilinx	Zynq US+	CPU/FPGA SoC	COTS
AMD Xilinx	Versal AI Core	CPU/FPGA SoC	RT
NVIDIA	Xavier NX	CPU/GPU SoC	COTS
NVIDIA	Xavier IND	CPU/GPU SoC	COTS
NVIDIA	Orin AGX	CPU/GPU SoC	COTS



ID	Benchmark Name	Type
#ML-1	Cloud Screening	Semantic Segmentation
#ML-2	Ship Detection	Object Detection
#ML-3	CME Classification	Image classificationdetect CME (Coronal Mass Ejection) 太陽コロナ画像判断

DNN (Deep Neural Network)によるMLでアルゴリズムは通常のCNN結果は非開示、Benchmarkは有償で対応。

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査②半導体プロセスの動向

デジタル処理デバイスの高性能化の源泉となる半導体プロセスの微細化は継続しており、2022年時点で民生分野では3nm プロセス/宇宙用部品では7nmまで実用化されている。

- デジタル処理デバイスは、プロセスの微細化を行うことにより、(1)トランジスタ1個当たりの製造コストの削減 (2) 消費電力低減、(3) 動作速度の向上 (4) 単位面積あたりに実装できるトランジスタ数が増えることにより高機能化が可能とメリットがあるため、数十年に渡り微細化が継続。2022年時点で3nmを実現
- 微細化が進むたびにその限界がうたわれてきたが、その都度、露光方法、トランジスタ構造等に技術革新が起き、微細化が継続している。
- 現時点で宇宙用デジタル処理デバイスの一般的にリリースされているものは、AMD(Xilinx)社のXQR Versalの7nmであり、ESA開発デバイス等でも7nmをターゲットにした開発が報告されている。

露光方法	i-Line	KrF	ArF	液浸ArF	液浸ArF+Multi	EUV
トランジスタ構造	プレーナー構造				FinFET構造	GAA構造

## ※露光方法

i-Line: 水銀の波長365nmスペクトル線を使った露光

KrF: フッ化クリプトンレーザ 波長248nmを使った露光

ArF: フッ化アルゴンレーザ 波長 193nmを使った露光

液浸ArF: ArFに対して、レンズとウェハ間に純水を満たし屈折率を上げて解像度を上げる露光方法

Multi: マルチパターンニング 1回の回路生成を複数の露光に分割する露光方法

EUV : Extreme Ultra Violet 極端紫外線 波長13.5nm

を使用する露光

※トランジスタ構造: 後述

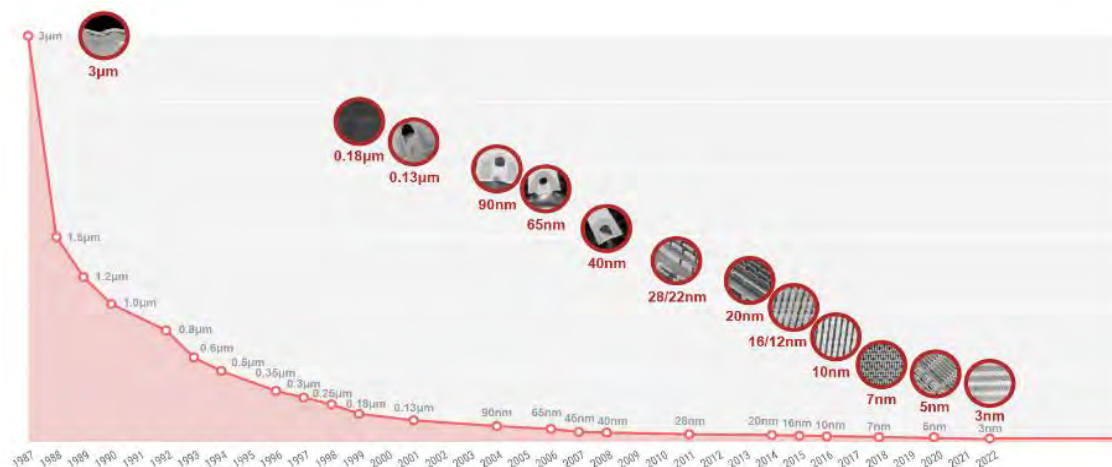


図: TSMC 半導体プロセスの歴史

出典: [TSMC](https://www.tsmc.com)を元にASTECで情報追加

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査②半導体プロセスの動向

今後数年の範囲ではプロセス展望も以下の通り公表されており、微細化は進展する見通し。

- ・TSMC 2025年に2nm プロセスをリリース予定。
- ・SAMSUNG 2025年に2nm、2027年に1.4nmプロセスをリリース予定。

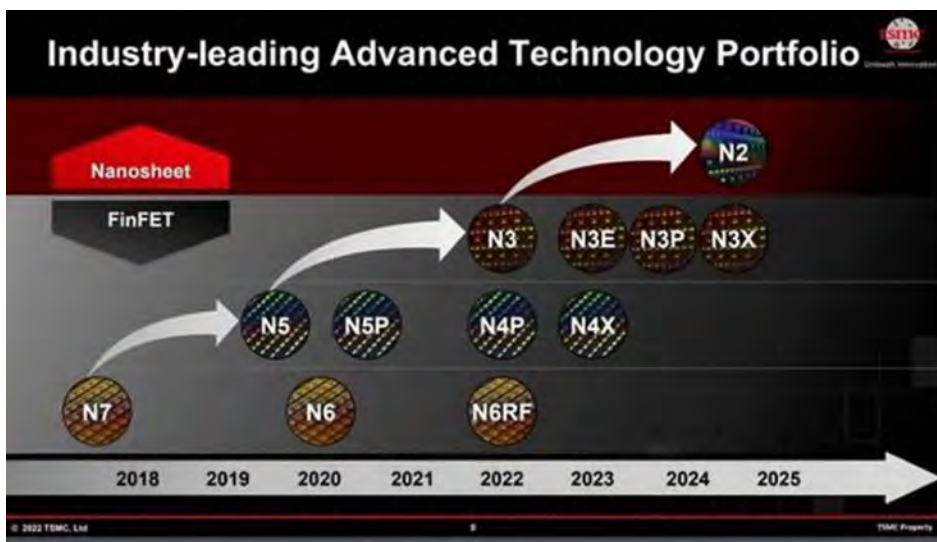


図:TSMC 半導体プロセスロードマップ  
出典:[TSMC](https://www.tsmc.com)

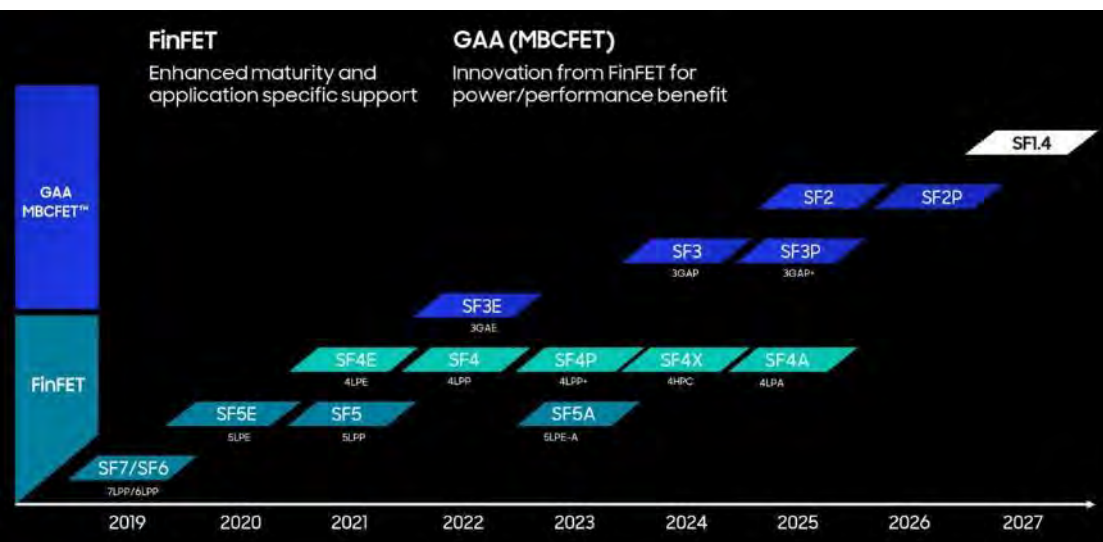


図:SAMSUNG半導体プロセスロードマップ  
出典:[CNET](https://www.cnet.com)

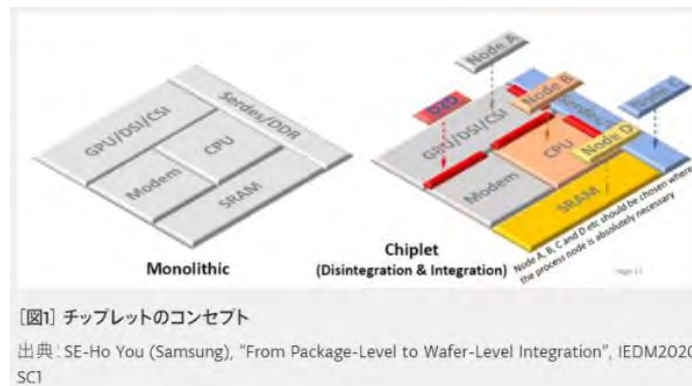
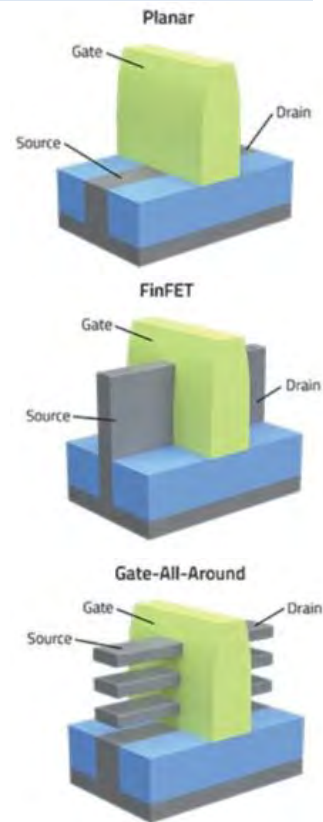
## デジタルデバイスでの主要な技術トピック: GAA FET, チップレット

- GAA (Gate All Around FET) FET

FETのソース・ドレイン間のチャンネル領域の周囲4面全てをゲートで囲むFETの方式。Samsungでは3nm世代から、TSMCでは2nm世代から採用される方式。従来のPlaner方式は、チャンネルを1面から制御する形となり、微細化が進んだ22nm~16nm世代頃より各社で採用されているFinFETでは3面から制御する形となる。それに対して、GAAは周囲4面全周からチャンネルを制御できることにより、リーク電流等を抑えた優れた特性のFETを実現することができる。

- チップレット

微細化に伴い半導体の歩留まりを高めることが困難になってきたため、従来1チップに集積していた大規模な回路を、複数の小さいチップに分割し、「インターポージャー」と呼ばれる基板上で分割したチップを接続して、1パッケージに収める技術である。1チップの場合は、巨大なチップのどこか1か所でも不良があるとチップ全体が不良になってしまうのに対して、チップレットの場合は、小さい分割チップ単位で良品を集めてくればよいため、全体として歩留まりを向上させることができる。また、1チップの場合は、チップ全体を最先端プロセスで作る必要が出てくるのに対して、チップレットは回路毎に最適なプロセス(RF/アナログ回路/メモリ回路等)の分割チップとできるため、更なる高性能化、多機能化、低コスト化が実現する可能性がある。米国の半導体業界の研究コンソーシアム(Semiconductor Research Corporation:SRC)においても、MAPロードマップ(出典：[SRC](#))の中で、今後の半導体性能向上のKey技術と識別されている。



[図1] チップレットのコンセプト

出典: SE-Ho You (Samsung), "From Package-Level to Wafer-Level Integration", IEDM2020, SCI

出典: [Semiconductor Engineering](#)

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査②民生デバイスの動向

プロセスの進化に伴い、COTS宇宙利用もされている民生分野のデジタル処理デバイスに関しても大幅な性能向上が継続。

- 民生デバイスの動向は、衛星分野でもCOTS品として採用例が多い以下の3品種に関して実施
  - ・ NVIDIA社製 エッジコンピューティング向けデバイス Jetsonシリーズ
  - ・ AMD社製 エッジコンピューティング向けデバイス Ryzen Embeddedシリーズ
  - ・ AMD社製 FPGA/SoC シリーズ(旧Xilinx製品)

ベンダー	製品シリーズ	動向
NVIDIA	Jetson	宇宙で使われているCOTS製品としてはTX2i (16nm、1.26TFLOPS)製品が主流。民生分野ではAGX Orin(7nm、248TOPS)製品までリリースされている。
AMD	Ryzen Embedded	宇宙で使われているCOTS製品としてはV1000シリーズ(14nm、1TFLOPS)が主流。民生分野ではV2000(7nm,1TFLOPS)がリリース済みであり、2024年に6nm製品がリリース予定。
AMD	FPGA/SoC製品 (旧Xilinx製品)	宇宙で使われているCOTS製品としてはZynq Ultrascale+MPSoC(14nm)が主流。SoC製品としてVersal(7nm)がリリース済みであり、2025年に3nm製品がリリース予定。

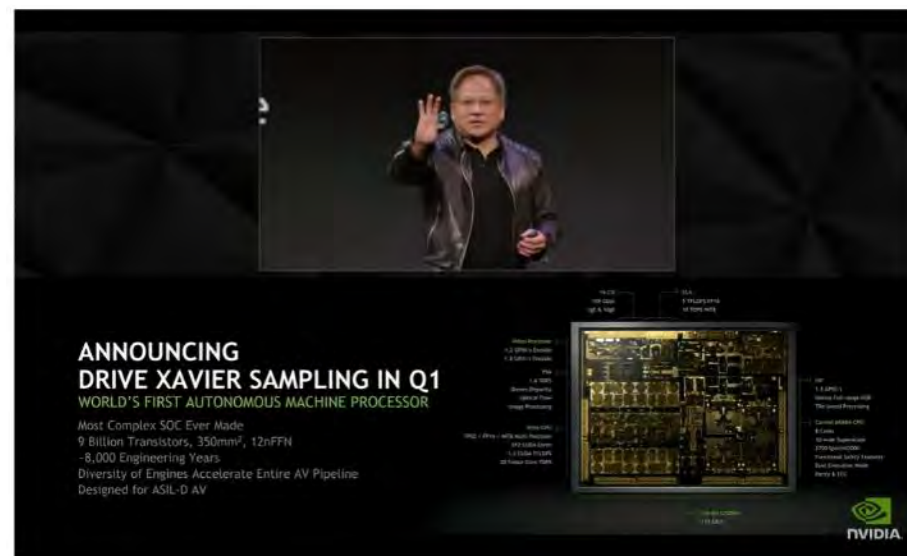
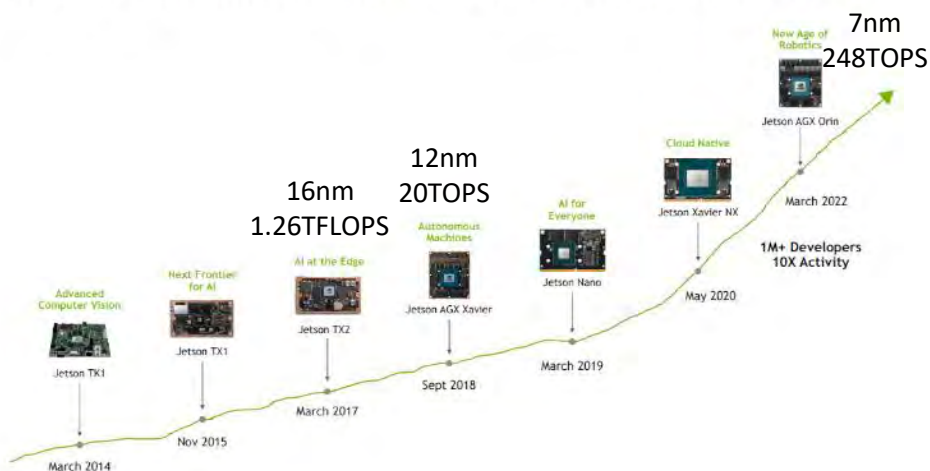


## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査②民生デバイスの動向

NVIDIA社 Jetsonシリーズの動向: 継続的に成長。4年で10倍程度の性能向上が継続している。

- NVIDIA社 Jetsonシリーズはエッジコンピューティング向けのデジタル処理デバイス。
- TX2iが宇宙向けとしてAitech社 S-A1760にてCOTS採用されている。
- TX2i (16nm、1.26TFLOPS) → AGX Xavier(12nm、20TOPS) → AGX Orin(7nm、248TOPS)とAI向け等の高速演算に関して急激な性能向上を果たしている。
- CES2018にてXAVIERの開発費は20億ドル/8000 Engineering Yearsと発表されており、本クラスの大規模デジタル処理デバイス開発には莫大な費用が掛かることが確認できる。

## NVIDIA JETSON POWERING THE NEXT ROBOTICS AND EDGE AI REVOLUTION



ASTEC 出典: NVIDIAにASTECにて情報追記

出典: [CES2018 NVIDIA発表](#)

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査②民生デバイスの動向

AMD社 Ryzen Embeddedシリーズの動向：微細化は継続して進み、主にCPU処理性能/消費電力に焦点を当てた性能向上がすすんでいる。

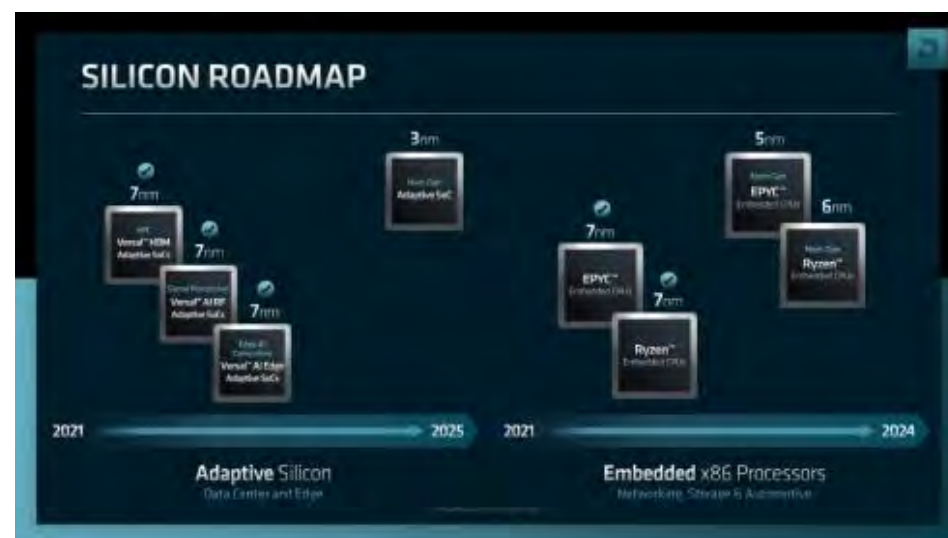
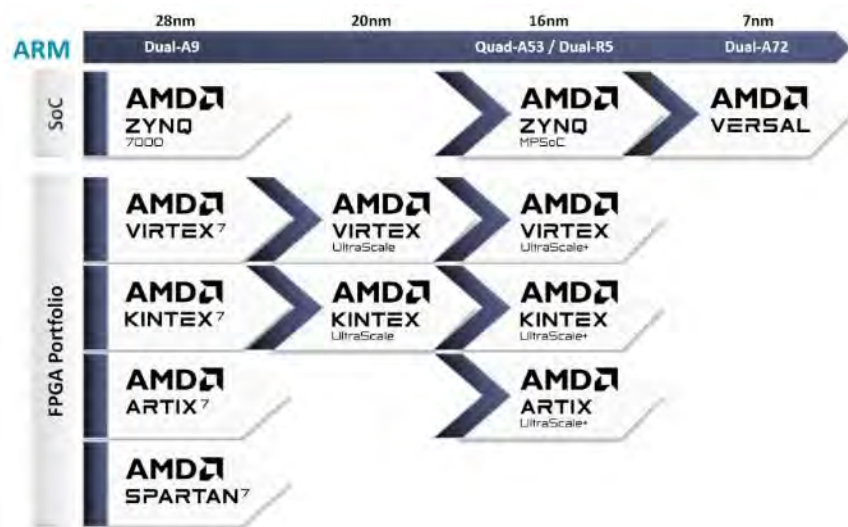
- Ryzen Embeddedシリーズはエッジコンピューティング向け民生デジタル処理デバイス。
- V1000シリーズが宇宙向けとしてUnibap社のix10-100等にてCOTS採用されている。
- 現時点で、14nmのV1000シリーズの上位となる7nmのV2000シリーズがリリースされている。なお、AMDとしては、CPU処理性能向上/消費電力削減の方針であり、GPUコア数の大幅な増加等はなく、NVIDIAのJetsonシリーズの戦略とは対照的
- 2024年に6nm世代のデバイスがリリース予定。



## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査②民生デバイスの動向

AMD社 FPGA/SoCの動向: 微細化・高性能化は継続。CPU+FPGA+AI Engine等の高性能なヘテロロジーニアスなコンピューティングデバイスを指向

- AMD社FPGA/SoCは16nm世代までは大規模～小規模なデバイスを幅広くラインナップをし、民生用の幅広いアプリケーションにて使用されている。
- 7nm世代のVersalはSoCタイプのみとなっており、CPU + FPGA + AI Engine等、高性能なヘテロロジーニアスなコンピューティングを指向している。
- 次世代デバイスとして2025年 3nm デバイスがリリース予定。
- Zynq Ultrascale+MPSoC(16nm)は多くの小型衛星向けでCOTS採用されている。
- 20nm Kintex Ultrascale+、7nm Versalに関しては宇宙用品もリリースされている。



## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査④宇宙用デバイスの動向

宇宙用のデジタル処理デバイス開発は以下の2パターンの方向性に分岐。

- ① 民生品デバイスに最小限の変更のみを実施して宇宙用デバイスとするタイプ。SEU等はある確率で発生するため、ユーザー側で対処が必要。
- ② シリコンチップ設計から耐放射線対策を盛り込んで(RHBD:Rad Hard By Design)、放射線の影響を十分に低減した宇宙用デバイス。

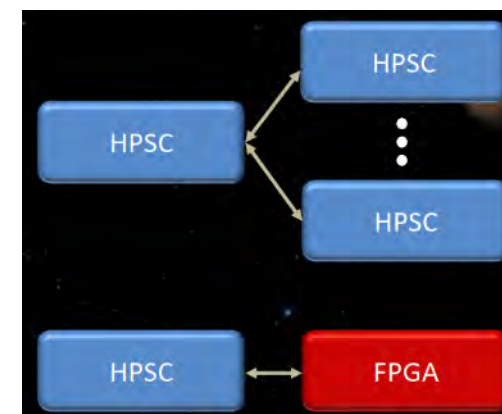
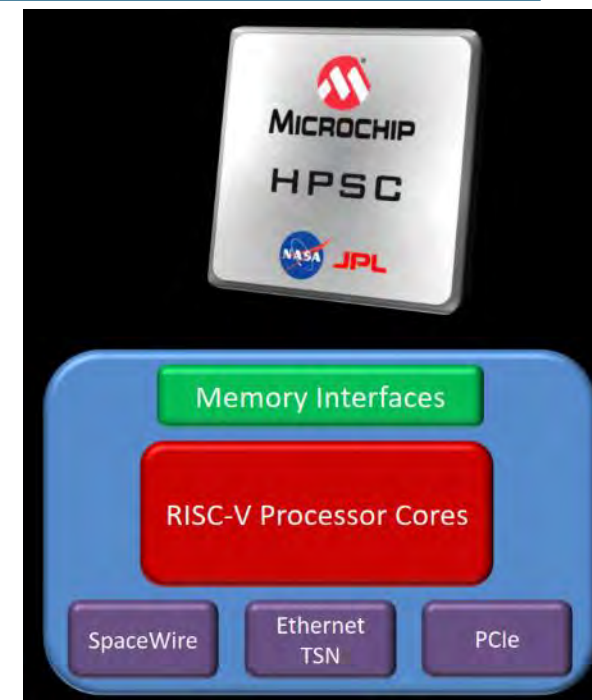
2020年前後より、部品ベンダー主体の開発品は微細化プロセスの開発費高騰の影響により、①の方針が多く、②は国レベルでの開発が必要な状況であるが、ともに微細化による高性能化は進捗中。

LN	ベンダー	デバイス	分類	時期	プロセス	説明
1	Microchip	RTG4	②	2016	65nm	FlashタイプのRHBDのFPGA
2		RT Polarfire	①	2022	28nm	FlashタイプのFPGA。Microchipも②の方針から、本デバイスより①に切替
3		HPSC※	②	2025	不明	NASA主導の高性能CPU開発。国主導ということで②の方針。
4	AMD(Xilinx)	XQR-Virtex5	②	2011	65nm	SRAMタイプのRHBDのFPGA
5		XQR-KU060	①	2019	20nm	AMDは本デバイスから①の方針としている。
6		XQR-Versal	①	2022	7nm	①の方針とすることで、民生品リリースから1年以内に宇宙用品リリース
7	FrontGrade	GR765※	②	2025	28 FDSOI	ESA資金等により開発中のGR740後継の高性能CPU
8	NanoXplore	NG-Ultra※	②	2023	28 FDSOI	ESA資金等により開発中の高性能FPGA/SoC
9	Ramon Space	RC64※	②	2018	65nm	ESA資金等により開発した高並列DSP/CPU

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査④宇宙用デバイスの動向

## HPSC:NASA/JPLが開発する次世代宇宙用SoC

- MICROCHIP 社(米) がSoC開発を担当
- SoC開発契約費は\$50M
- 現在の宇宙用CPUの100倍の計算性能を実現することが開発目標
- Fault-tolerance/Functional safety/Radiation tolerant
- RISC-Vのコアが12コア実装されたSoC
- 12コアのうち8コアはSiFive社製のx280というベクトル計算機能を持ったコアであり、AI/ML等の大規模計算にも対応可能。残りの4コアは汎用計算用コア。
- SW制御により、計算性能/消費電力をダイナミックに制御することが可能であり、リソース制約の厳しいアプリケーションから、豊富な演算能力が必要なアプリケーションまで対応可能
- 冗長度、要求性能等に応じて、複数HPSCの接続やFPGA/GPU AIプロセッサ等の外部デバイス等との接続が可能な拡張性を持つ。
- 外部I/FはSpaceWire/PCIe/Ethernet-TSNをサポート
- 開発計画はPrototype 2024年、宇宙用品2025年リリースの予定



出典：[ADCSS2022 NASA報告](#)

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査④宇宙用デバイスの動向

## GR765:ESAが開発するGR740の後継宇宙用SoC

- FRONTGRADE Gaisler社(スウェーデン) がSoC開発を担当
- ESA GSTP※1/ARTES※2/ESA NAVISP※3 EL2等のプログラムから資金提供
- CPUコアは8コア 1GHz動作 (~26000 DMIPS)  
GR740の4コア、250MHz (~1700DMIPS)と比較して大幅に演算性能を向上
- CPUコアは設定により、Sparcコア/RISC-Vコア どちらで動作するか選択することが可能。
  - ・Sparcコア：GR740からのSW設計資産流用が容易
  - ・RISC-Vコア：最新のCPU技術を利用可能。RISC-V ECOシステムの利用が可能。
- 外部メモリはDDR2/3/4をサポート
- GR740から引き続き1553B/CAN/SpW/UART等の宇宙標準I/Fを持つ。
- 併せてSpFi/Ethernet-TSN等の高速I/Fもサポート
- SoC内部に後から回路構成を変更できる小規模な(30kLUT※4程度)のeFPGAコアを持つ。
- プロセスはST Micro 28nmFDSOI(※5)
- 2025年 Prototypeリリース予定

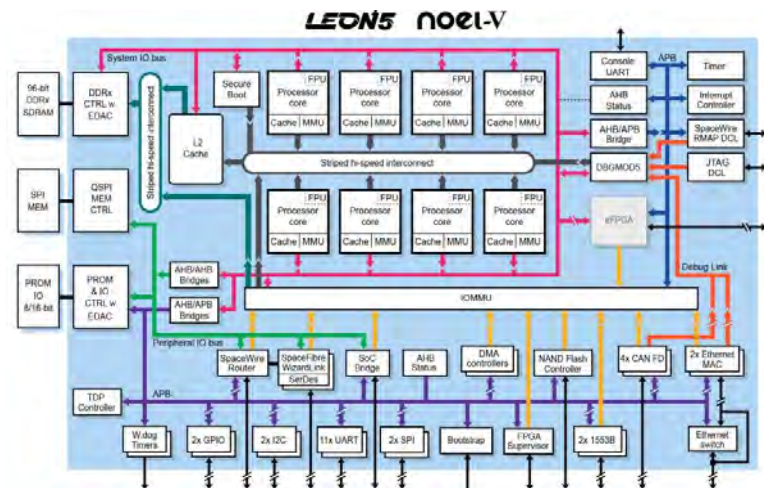
※1 GSTP : General Support Technical Programme

※2 ARTES : Advanced Research in Telecommunications System

※3 NAVISP: Navigation Innovation and Support Program

※4 FDSOI: fully depleted silicon on insulator : 完全空乏型SOI

※5 LUT:Look Up Table

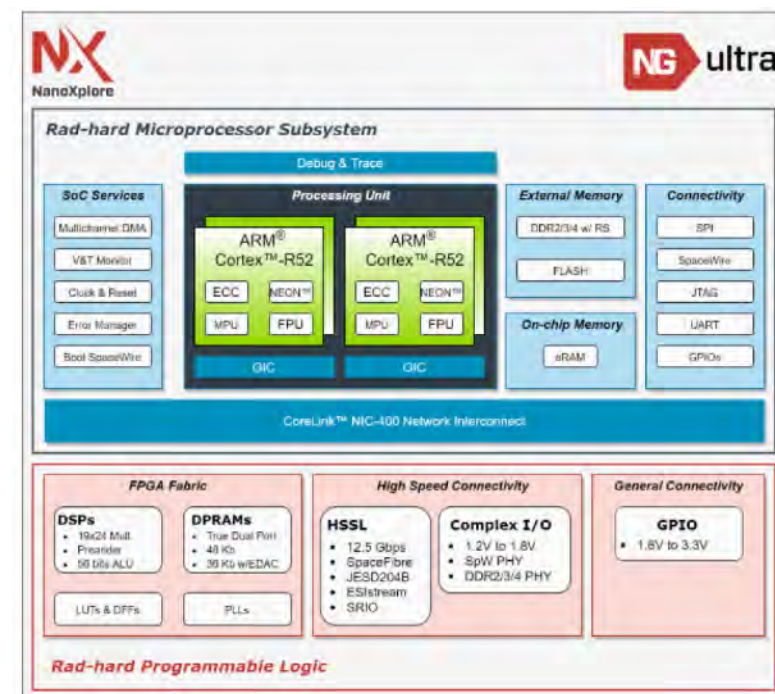


出典：[EDHPC2023](#)

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査④宇宙用デバイスの動向

## NG-Ultra:ESAが開発する次世代SoC/FPGA

- 開始当初はDAHLIAというプロジェクト名でARTES等のプログラムから資金提供
- CPUコアはARM R52が4コア 600MHz動作 4200DMIPS
- FPGA部分は500kLUT相当で、現在宇宙用として主流で使用されているMicrochip社のRTG4の倍の容量を持つ。
- CPU用の外部メモリはDDR2/3およびDDR4をサポート
- GR765と比較した場合、GR765はCPU性能を優先したデバイスとなり、NG-ULTRAはFPGA部分による柔軟性を優先したデバイスとなる。
- プロセスはST Micro 28nmFDSOI
- First サンプル 2020年リリース
- Secondサンプル2022年リリース
- フライト品2023年リリース予定

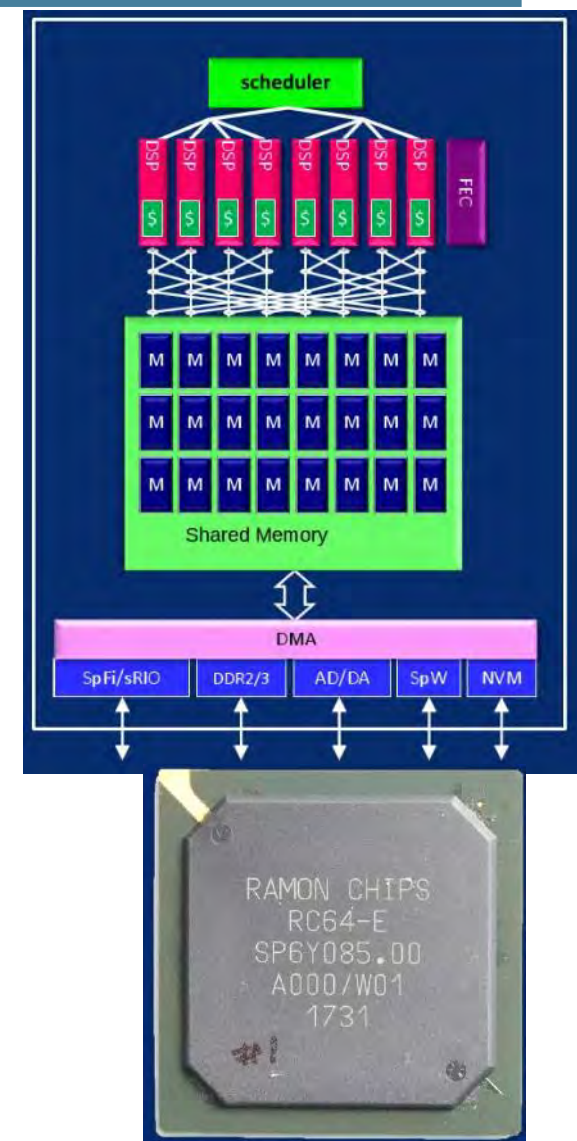


出典：[ADCSS2022 NanoXplore発表](#)

## 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査④宇宙用デバイスの動向

RC64 :ESAが資金にてRamon chipsが開発したデバイス

- DSP/CPUコアが64コアをHWSchedulerで制御するという特殊なアーキテクチャのデバイス。
- 4MByteの共有メモリを持ち、DSPは基本的に本メモリにアクセスする。
- 外部メモリはDDR2/3をサポート
- 高速な外部I/Fとして12ch のSpFi(1~6Gbps)を持つ。
- プロセスはTSMC 65nm
- 2018年 開発完了



出典: [ESA](#)



## 3.3.1.3 デバイス調査 目次

- 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析
- 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析
- 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析
  - 3.3.1 オンボード基盤技術
    - 3.3.1.1 オンボード処理に関わるサービス/アプリケーション/技術の動向調査
    - 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査
    - 3.3.1.3 デバイス調査
      - 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査
      - 3.3.1.3.2 メモリ調査
    - 3.3.1.4 強み弱み分析
    - 3.3.1.5 戦略・研究開発計画の検討
  - 3.3.2 誘導制御技術
  - 3.3.3 電源系技術
- 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析
- 3.5 コンステレーション構築等に必要な技術
- 3.6 定常・動向分析
- 3.7 適時調査・事実確認

## 3.3.1.3.2 目次

### 3.3.1.3.2 メモリ調査

- ① メモリ基礎
- ① まとめ (民生用途、宇宙用途)
- ② DRAM 民生用途の動向
- ③ DRAM 宇宙用途の動向
- ④ NAND Flash 民生用途の動向
- ⑤ NAND Flash 宇宙用途の動向
- ⑥ 不揮発性メモリの民用途の動向
- ⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向
- ⑧ 日本における宇宙用メモリの動向

## 3.3.1.3.2 メモリ調査① メモリ基礎

- 代表的なメモリ種類の諸特性一覧を以下に示す。
- 多種多様なメモリが存在するが、基本的には①速度に特化したSRAM、②速度と容量がバランスされたDRAM、③不揮発性かつビット単価に特化したNAND FLASH、④それ以外の不揮発性メモリという住み分けとなる(次ページ参照)

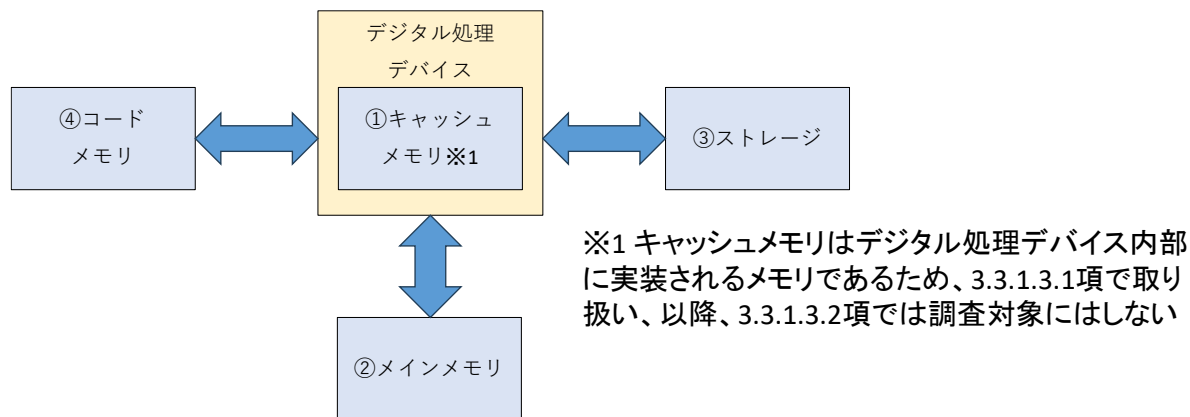
	SRAM	DRAM	NAND FLASH	EEPROM	NOR FLASH	MRAM	ReRAM	FRAM	PCM	XPoint
不揮発性※1	×	×	○	○	○	○	○	○	○	○
書込単位	○ Byte	△ バースト	▲ Page	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte
読出単位	○ Byte	△ バースト	▲ Page	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte	○ Byte
書込速度	◎	○	△	△	△	○	○	○	○	○
読出速度	◎	○	△	○	○	○	○	○	○	○
制御複雑度	◎	△	▲	○	○	◎	◎	◎	◎	◎
消費電力 (Active)	▲	△	△	△	△	○	△	◎	▲	▲
消費電力 (待機時)	○	▲	○	○	○	○	○	◎	○	○
Bit 単価	▲	○	◎	▲	△	△-	▲	▲	▲	▲
放射線耐性	○	○	△	○	△	○	?	◎	?	?
用途	キャッシュメモリ	メインメモリ	ストレージ	パラメータ保持	コード	コード	TBD	低消費電力	TBD	開発中止

※1 不揮発性: 電源をOFFにしてもメモリに記録されたデータが消えないこと。  
反対に電源OFFによりデータが消えてしまうメモリのことを揮発性メモリと呼ぶ。

記号は望ましい順に◎>○>△>△->▲>×

## 3.3.1.3.2 メモリ調査① メモリ基礎

➤ デジタル処理における典型的(主に民生用途)なメモリ使用例、およびそこに使われるメモリ種別を以下に示す。



使用箇所	メモリ動作概要	使用されるメモリ種別	備考
①キャッシュメモリ	高速なデジタル処理デバイスとメインメモリの性能差を吸収するため、デジタル処理デバイス内部に実装される、実行中のプログラム/データの一部を保存するための高速小容量なメモリ。	高性能デジタル処理デバイスでは、書込/読出速度が最優先されるため、揮発性、高bit単価等のデメリットは許容し、SRAMが支配的。	
②メインメモリ	実行するプログラム、データを格納するためのメモリ。高性能かつ柔軟な処理を行うためには、大容量かつ高速度なメモリが要求される。	大容量(=低bit単価)と書込/読出速度を兼ね備える必要があるため、制御複雑性や消費電力のデメリットは許容し、DRAMが支配的。	
③ストレージ	一部を除くプログラムデータや大容量なデータを保存するメモリ。電源が落ちててもデータを保持する不揮発性が必要で、豊富なデータ容量を要求される。	大容量(=低bit単価)が最優先されるため、遅い書込/読出速度、複雑な制御等のデメリットは許容しNAND FLASHが支配的。	
④コードメモリ	ストレージにアクセスできるようになるまでのブートプログラムデータやFPGAデータ、各種設定パラメータ等が保存されるメモリ。不揮発性と制御の容易性、中規模なデータ容量が要求される。組込み系の小規模アプリケーションでは③ストレージがなく、④のみとなることもある。	前頁のEEPROM~PCMがアプリケーションによって選択される。bit 単価より、NOR FLASHが支配的であったが、MRAMに今後置き換わっていく可能性あり。	

## 3.3.1.3.2 メモリ調査① まとめ

- オンボード処理に関するHW技術としては、演算を行うデジタル処理デバイスと併せて、演算中に使用されるメモリデバイスの性能も、オンボード処理の機能・性能を律する重要なパラメータとなる。
- 本項では、主にオンボード処理のメインメモリとして使用されるDRAM、ストレージとして使用されるNAND FLASH、および、コードメモリとしての不揮発性メモリ(NAND以外)に関して動向調査を実施した。
- 動向調査に関しては、従来の宇宙用途で使われるメモリは民生用途にて十分枯れたデバイスであることが多く、最新の民生用途の動向との関係は軽微であったが、最近ではCOTSを宇宙用途で使用することに加えて、宇宙専用品においても差異が急速に縮まっている。このことから、宇宙用途としても民生用途の動向を無視できないことから、両者双方の調査を実施した。
- 併せて日本国内の宇宙用メモリ動向の調査を行い、オンボード処理要求の高まりと併せて、海外製メモリに依存している状況を確認した。

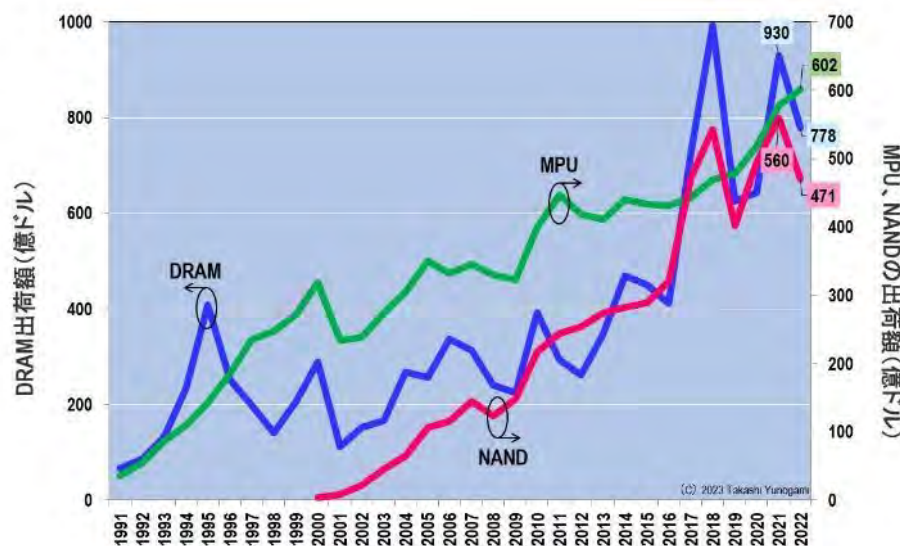
メモリ種別	民生用途	宇宙用途	備考
DRAM	<ul style="list-style-type: none"> <li>・プロセスの微細化は継続しているものの、10nm世代に入ってから成長速度は鈍化。</li> <li>・アプリケーション毎の最適化が進む。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・2010年中盤までは、宇宙用品はSDR DRAMが一般的。</li> <li>・2020年頃より、宇宙用品においても速度/容量とも20倍以上となるDDR4 DRAMに大きくジャンプアップ。</li> <li>・New Space分野ではCOTSのDRAM採用が進む。</li> </ul>	
NAND FLASH	<ul style="list-style-type: none"> <li>・多値化/3D積層化により、10年で容量10倍という大容量化トレンドは継続</li> <li>・大容量化と引き換えにNAND FLASHを制御するメモリコントローラが複雑化</li> <li>・大容量に関してはNAND FLASHとコントローラが一体となった製品が一般化</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・データ信頼性のため、宇宙用はSLC※1が未だ主流。</li> <li>・宇宙用の大容量NAND(多値化/3D積層化)は限定的</li> <li>・宇宙用も、一体型となった製品が出始めている。</li> <li>・NewSpaceでは一体型のCOTS利用が一般的であるが信頼性の考慮要。</li> </ul>	
不揮発性メモリ(NAND以外)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・微細化限界により、大容量化は進展していないが、bit単価/制御容易性/データ信頼性よりNOR FLASHが一般的。</li> <li>・MRAMの微細化進捗により、今後NOR FLASHからの置きかえが進む可能性あり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・長らく宇宙用EEPROMが一般的であったが、SWプログラムデータやFPGAデータの容量増加に追従が困難。</li> <li>・用途により宇宙用NOR FLASH(低放射線環境、大容量)、宇宙用MRAM(高放射線環境、中容量)に置き換えが進む。</li> <li>・今後、MRAMの大容量化が進むとNOR FLASHもMRAMに置き換わる可能性あり。</li> </ul>	

※1: SLC(Single Level Cell) メモリセル1セルに1bitの情報を保存する方式。メモリ1セルの多値化により、1セルに2bit保存する方式をMLC(Multi Level Cell), 3bit保存する方式をTLC(Triple Level Cell)と呼ぶ。

## 3.3.1.3.2 メモリ調査② DRAM民生用途の動向-市場

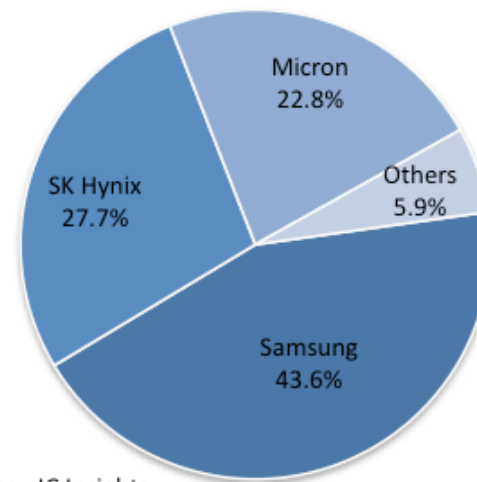
800億ドル規模の巨大市場。上位3社の寡占市場であり、今後も成長継続が見込まれている。  
→ 宇宙用等とのニッチな要求が反映されにくい市場環境。

- DRAMの民生市場は、2022年はそれまでのコロナ特需終焉の影響で大きく落ち込んでいるものの、それでも800億ドル近い巨大な市場となる。
- DRAMは景気変動の波の影響を受けやすい分野ではあるものの、平均すれば2000-2020年で4倍程度での成長を実現しており、今後も半導体市場動向調査会社である仏Yole Développementの予測によると、2021-2027年にかけて、CAGR9%程度の成長が見込まれている(2027年に1585億ドル)市場である。
- DRAMの市場シェアとしては、上位3社となるSamsung、SK Hynix、Micronにて94.1%を占める寡占市場である。



図：DRAM出荷額推移  
(出典: EETimes)

## 2021 DRAM Marketshare (\$96.1B)



Source: IC Insights

図：2021年DRAMシェア  
(出典: IC Insights)

## 3.3.1.3.2 メモリ調査② DRAM民生用途の動向-技術

微細化/大容量化ペース自体は鈍化しているものの継続。  
各アプリケーション用途毎の最適化が進む

- DRAM最大手のSAMSUNGのSDRAMロードマップを下図に示す (SDRAM他ベンダー各社も本ロードマップをベースに開発戦略を立てており、開発ロードマップのリファレンスとして用いることが可能)。
- DRAMは20nm未満のプロセス以降、1x~1d nm と10nmオーダーを7世代程度かけて開発している状況であり、ロジックと比較すると微細化/大容量化の進捗は鈍化しているものの継続的なロードマップが存在。
- 一方で、主にサーバ・PC向けの標準DDR※1、モバイル向けのLPDDR※2、グラフィック/HPC※3向けのGDDR※4/HBM※5等、用途毎にメモリ帯域幅、容量、消費電力等を最適化していく形で進化が進んでいる。それぞれの特徴、開発動向を次ページにまとめる。

※1 DDR(Double Data Rate):クロックの立上り/立下り 両方でデータが遷移して2倍のデータレートで動作すること

※2 LPDDR(Low-power Double Data Rate):省電力に特化したDDR SDRAMのこと

※3 HPC(High Performance Computing):科学研究等の並列数値計算やAIの学習等、高性能な計算を実施すること

※4 GDDR(Graphics Double Data Rate):主にグラフィックスボードに搭載されるDDR SDRAMのこと

※5 HBM(High Bandwidth Memory):TSV技術によるシリコンダイスタッキングを前提としたメモリ



## 3.3.1.3.2 メモリ調査② DRAM民生用途の動向-技術

DRAM種別	特徴	動向(2023年時点)	備考
標準DDR	エンタープライズ・サーバ、データセンター、デスクトップ、デジタル家電などあらゆるアプリケーションで使用されているDRAM。サーバ・PC向けにはDIMM※ <sup>1</sup> の形で提供されることが多い。	DDR5が普及期となっており、プロセスとしては1a~1b nm程度、容量 24Gbit/chip、速度 4.8Gbps/pin程度の性能のものが普及、次世代品として6.4Gbps/pin品がリリースされつつある。	
LPDDR	主にモバイル向けに標準DDRにはない省電力機能が追加されたDRAM。	昨今は標準DDRより性能向上要求が高く、LPDDR5は普及期であり、より高性能なLPDDR5x (8.5Gbps/pin)のものがリリースされてきている。	
GDDR	GPUやアクセラレータ向けのDRAM。メモリ帯域性能を重視し、DIMM形式ではなく、ポイント・ツー・ポイント(P2P)での接続に限定することで、1ピンあたりの通信速度を標準DDRに比べて大幅に向上させたメモリ。	速度16Gbps/pin程度まで対応可能なGDDR6が普及期であり、高性能グラフィックボード向けに24GbpsとなるGDDR6+が採用され始めている。	
HBD	GPUやアクセラレータ向けでGDDRよりもさらにメモリ帯域が必要なアプリケーション向けのDRAM。TSV※ <sup>2</sup> 技術を用いてパッケージ内で直接GPUチップとDRAMチップを接続することによって、幅広いデータビット幅/チャネル数(全体で1024pin等)を確保し、広帯域化を実現している。	TSVは高コストな技術となるため、コンシューマー用途では採用は進んでいないが、サーバのAI学習のアクセラレータ用途等、高い性能が要求される分野で採用が進んでいる。 HBM2eは量産製品に採用されてきており、より高性能なHBM3 ( 6.4Gbps/pin 、1024pinで最大819GB/sec)もリリースされてきている。	

※1 DIMM(Dual Inline Memory Module) : DRAM ICが1枚の基板に複数実装されたメモリモジュールで、PCのマザーボードに設けられた専用の差込口(DIMMスロット)に差し込んで利用する。

※2 TSV(Through Silicon Via) : チップ(シリコン)を貫通するViaを設けて、チップ同士を積層していく技術。間に配線層となるシリコンインタポーザーを合わせて用いることが多い。

出典:マイナビニュース



## 3.3.1.3.2 メモリ調査② DRAM民生用途の動向-技術

## DRAM民生用途開発での主要技術トピック: EUV露光技術/3次元積層化技術/多値通信技術

- EUV露光技術(※1)  
ロジックの分野では7~5nmプロセスより導入されたEUV露光技術であるが、DRAMにおいては、15nm(~1a)程度から必要となっており、部分的含めて各社の導入が進んでいる。1台、数100億円と言われるEUV露光装置が必要になることから、今後DRAM市場の更なる寡占化が進むと想定される。
- DRAMメモリセルの3次元積層化技術  
EUVによる1a~1d世代のさらに先となる、10nm以降のプロセスを想定した場合、横方向の微細化は困難になることが想定されている。その対策として、NAND FLASHと同様に垂直方向へのメモリセルの積層(Virtical Stacked DRAM:VS-DRAM)の基礎研究が各社で進んでいる。
- データ信号線の多値通信技術  
コントローラ-DRAM間をシングルエンドの信号線にて数Gbpsを超える通信を行うことは限界に近付いている。特にGDDRにおいては、P2P接続においても二値のNRZ方式ではGDDR6での16Gbpsが限界と言われており、それを超えるGDDR6+では、PAM3/PAM4等の多値通信の採用が検討されている(一部Micron社がPAM4を採用した製品を製品化)。

※1 EUV露光技術: EUV(Extreme Ultraviolet) 極端紫外線と言われる非常に短い波長(13.5nm)によって露光を行う技術

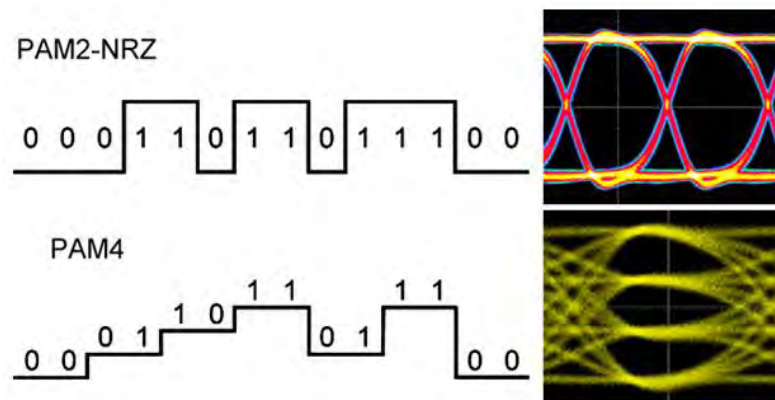


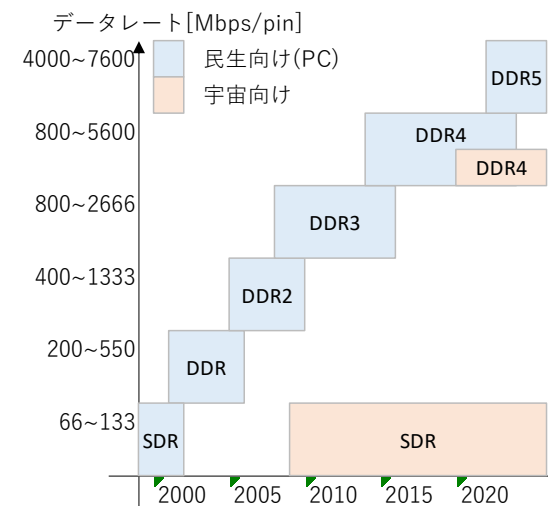
図: NRZとPAM4の比較 (出典: [Tektronix](#))

## 3.3.1.3.2 メモリ調査③ DRAM宇宙用途の動向

長らくSDRAMが一般的であり、民生用途と大きな差異があったが、近年、DDR4 SDRAMの普及が進み急速にキャッチアップが進む。併せて、小型衛星等でのCOTS利用も進む。

- ESA 最新のCPUであるGR740(2016 EMモデル開発、2021年 認定取得、開発完了)がSDR SDRAMのみのサポートとなっていることから理解できる通り、2010年中頃まで、宇宙用DRAMとしてはSDR SDRAMが支配的であり、特定PJ向けに一部のベンダー等がDDR/DDR2/DDR3 SDRAMを取り扱っている状況であった。
- 2020年頃より、New Spaceから始まったオンボード処理要求の急速な高まりを受けて、DDR4を使用できる宇宙用デジタル処理デバイス側で相次いでリリースされた(AMD社 XQR-KU060/XQR-Versal、Microchip社 RT-PolarFire等)。メモリ側としても下表に示す通り、本傾向に対応し複数社より、宇宙用 DDR4部品がリリースされてきており、急速に民生に追いついている状況である。
- なお、宇宙用DRAMといっても、宇宙用に専用設計された半導体を用いる例は少なく、半導体自体は民生DRAM(COTS)のち、評価した結果放射線耐性が強いものを用いて、その後の評価・パッケージング・スクリーニング等の工程を宇宙専用の工程とすることで、宇宙用として販売されることが多い。
- 上記のため、宇宙用DRAMにおいても、一定の確率で放射線によるSEU/SEFI等のエラーが発生することから、システム上位にて(一般にデジタル処理デバイス側にて)、誤り訂正等適切な対応を行うことが必要となる。
- 宇宙用品も内部はCOTSベースの製品であることが多いため、部品品質要求が少ない小型衛星等では、宇宙用品を使わず、COTSを利用することが進んでいる。

ベンダー	種別	容量	速度
3D PLUS(仏)	DDR4	4GB/2GB	2400 Mbps/pin
mercury(米)	DDR4	8GB	2666 Mbps/pin
Teledyne E2V(英)	DDR4	4GB/8GB	2400 Mbps/pin



## 3.3.1.3.2 メモリ調査③ DRAM宇宙用途の動向

## 3D PLUS社の宇宙用DDR4 DRAMの例(3D4D23G72LB2805)

- 1パッケージで64bit (data)+ 8bit (ECC) or 32bit (data) + 16bit(ECC) に対応できるよう積層されたMCP(Multi-chip Package)
- Class 1向けのスクリーニング品含めて供給
- TID/SEL耐性に関しては十分な耐性を有する。
- SEE/SEFIに関しては、誤り訂正符号やスクラビング機能によって、影響を低減させるメモリコントローラIP(Radiation Intelligent Memory Controller IP : RIMC-IP)が3D PLUS社より、別途提供されている。
- 30 x 22 x 5.8mm (64+8bit品)と他の2社と比べるとICサイズは若干大きい。



## PERFORMANCES

- JEDEC JESD-79-4D compliant
- Organization: 512M x (64 bits + 8 bits ECC)
- Including decoupling and termination
- Max Clock rate available: 1200MHz
- Max Transfer Rate 2400MT/s
- VDD = 1.2 V, VPP = 2.5 V
- Command Address Parity Check
- Data bus Write CRC (Cyclic Redundancy Check)
- Programmable #CAS latency (CL): from 9 to 16
- Burst length (BL): 8 (BL8), Burst Chop 4(BC4) or 8 on the fly
- Bi-directional Differential Data Strobe (DQS)
- Programmable on-die termination (ODT)
- Data bus inversion (DBI)
- ZQ calibration for DQ drive and ODT
- Available temperature range: 0°C to +70°C, -40°C to +85°C, -55°C to +105°C
- Qualified for Space Applications.

## SPACE QUALIFICATION

- Qualified with 3D PLUS ESA certification per ESCC 2566001
- Up to NASA Level 1
- Long Term Availability and High Reliability
- Radiation Hardened Designed for High End Space computing applications
- Flight heritage : 3D PLUS expertise in space memories for more than 20 years (\*)  
\*From SRAM, SDRAM to DDR1/2/3/4

## RADIATION TOLERANCE

- TID > 100 krad
- SEL immune up to LET > 62.8 MeV.cm<sup>2</sup>/mg
- SEU protection/ mitigation thanks to RIMC DDR4

## 3.3.1.3.2 メモリ調査③ DRAM宇宙用途の動向

mercury社の宇宙用DDR4 DRAMの例

詳細データについては、調査中。



- 2.666 Mb/s data transfer speeds
- -55°C to 125°C Operating temperatures
- Form factor 13 x 20 x ≤2.36 mm
- Enhanced board-level reliability with Eutectic solder balls
- Quality is maintained by 100% burn-in and electrical testing
- DMEA-trusted facility

[出典:mercury社](#)

## 3.3.1.3.2 メモリ調査③ DRAM宇宙用途の動向

## Teledyne E2V社の宇宙用DDR4 SDRAMの例

(DDR4T04G72MZR1A)

- 1パッケージで64bit (data)+ 8bit (ECC)に対応できるように積層されたMCP(Multi-chip Package)
- Class 1向けのスクリーニング品含めて供給
- TID/SEL耐性に関しては、十分な耐性を有する。
- SEU/SEFIに関しては、ある程度の頻度で発生するため、エラー頻度が許容できないアプリケーションに関しては、メモリコントローラ側にて対策が必要となる

Product Summary

The 4GB / 8GB Radiation Tolerant DDR4 Memory Multi-Chip Package (MCP) is a Ultra High Density Memory Solution, targeting Space Embedded Systems & Applications. Such MCP products achieve significantly higher memory performance and density per cubic inch than using several discrete memories.

Top level Features

- Density 4GB / 8GB
- Bus width 72 bits (64 bits data + 8 bits ECC)
- Speed Up to 2400 MT/s
- Module size 15 mm x 20 mm x 1.92 mm
- Solder Spheres Count 391
- Pitch 0.8 mm
- Mass 1.2g +/- 0.1g

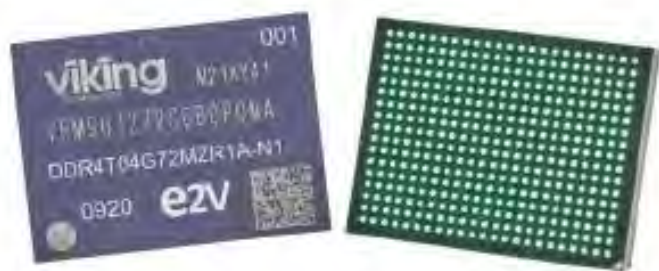
Space Key Features

- **Space Qualification:**
  - Up to NASA Level 1 (based on NASA EEE-INST-002 - Section M4 – PEMs)
  - Up to ECSS Class 1 (ECSS-Q-ST-60-13C)

• **Radiation Tolerance:**

Revision A (column "Rev" of the Ordering information standing for product revision):

- SEL LET Threshold > 60.88 MeV.cm<sup>2</sup>/mg
- SEU LET sensitivity Threshold : 2.6 MeV.cm<sup>2</sup>/mg | Upset cross-section @ 60.88 MeV.cm<sup>2</sup>/mg = 8.11E-12 cm<sup>2</sup>/bit
- Logic error sensitivity Threshold : 2.6 MeV.cm<sup>2</sup>/mg | Logic error cross-section @ 60.88 MeV.cm<sup>2</sup>/mg = 3.24E-4 cm<sup>2</sup>/device
- TID tolerance: 100 krad(Si)

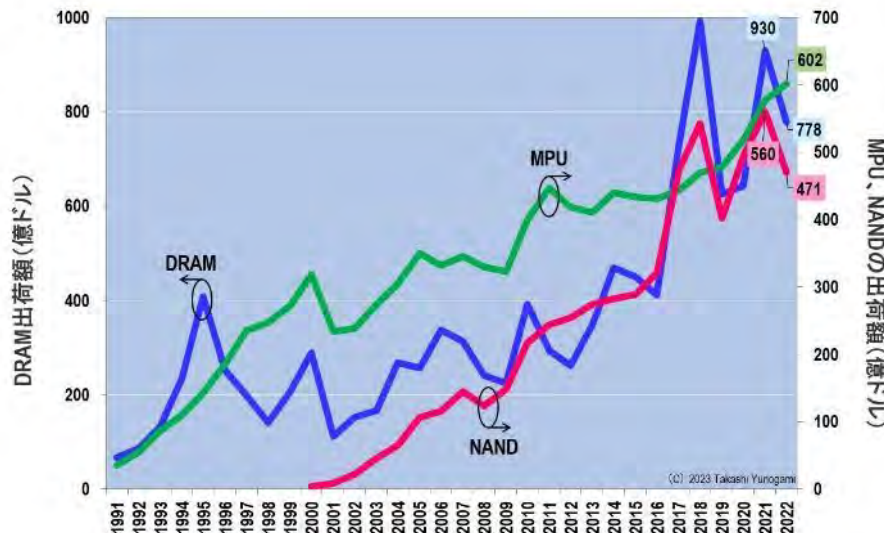


## 3.3.1.3.2 メモリ調査④ NAND FLASH民生用途の動向-市場

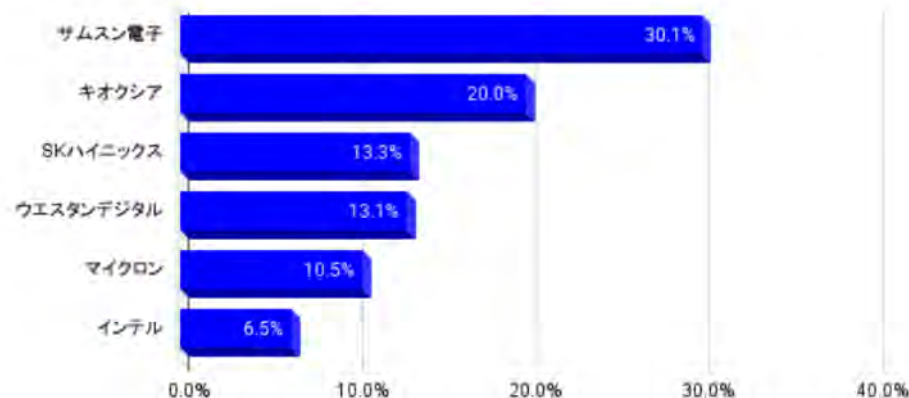
500億ドル規模の巨大市場。上位6社の寡占市場であり、さらに統廃合による業界再編が想定されている。また、今後も成長継続が見込まれている。

→宇宙用のニッチな要求が反映されにくい市場環境

- NAND FLASHメモリの民生市場は、2022年はそれまでのコロナ特需終焉の影響で大きく落ち込んでいるものの、それでも500億ドル近い巨大な市場となる。
- NAND FLASHは景気変動の波の影響を受けやすい分野ではあるものの、平均すれば2010-2020年で2倍程度での成長を実現しており、今後も半導体市場動向調査会社である仏Yole Développementの予測によると、2021-2027年にかけて、CAGR6%程度の成長が見込まれている(2027年に960億ドル)市場である。
- NAND FLASHメモリに関しても、上位6社で93.5%を示す寡占市場であるが、キオクシアとウエスタンデジタルとの統合検討が進む(出典：[REUTERS](#))等、今後さらに業界再編が進み、寡占化が進むと想定される。



図：DRAM出荷額推移  
(出典：EETimes)



図：2021年NAND FLASHシェア  
(出典：deallab)

# 3.3.1.3.2 メモリ調査④ NAND FLASH民生用途の動向-技術 23-002-R-013

10年で記録密度10倍と大容量化が継続。記録密度と引き換えにメモリコントローラが複雑化。大容量に関しては専用ベンダーがNAND FLASHとメモリコントローラをセットで提供することが一般的。

- NAND FLASHメモリは、2013年頃にプレーナ構造での微細化限界(15nm~20nm程度)を迎えた以降も、1cellの多値化(MLC※1、TLC※2、QLC※3)や、3次元積層を進めることで、大容量化のトレンドを継続。2023年時点で主要NAND FLASHベンダー各社の積層数200層を超えてきており、10Gbit/mm<sup>2</sup>(~1chipで1Tbits程度)以上の容量を確保するなど、10年間で約10倍の記録密度を実現している。
- 一方で、大容量化に伴い、NAND FLASHメモリの制御は複雑化している。例えばTLCのNAND FLASHでは、BER※4が10<sup>-2</sup>程度に対応できるような高度なLDPC等の誤り訂正符号や、書き換え回数3000~5000回に対応できるような高度なウェアレベリング※5、それに伴うガベージコレクション、不良ブロック管理、論理物理アドレス管理が必要になり、これら(FTL※6と呼ばれる)を実現する高度なメモリコントローラが必要となってきた。
- 上記のため、大容量NAND FLASHメモリに関しては、専用ベンダーがeMMC/UFS/SDカード/USBメモリ/SSD等、メモリコントローラとセットとなった製品として提供することが一般的となっている。

※1 : MLC(Multi Level Cell):メモリ1cellあたり2bitの情報を格納する方式

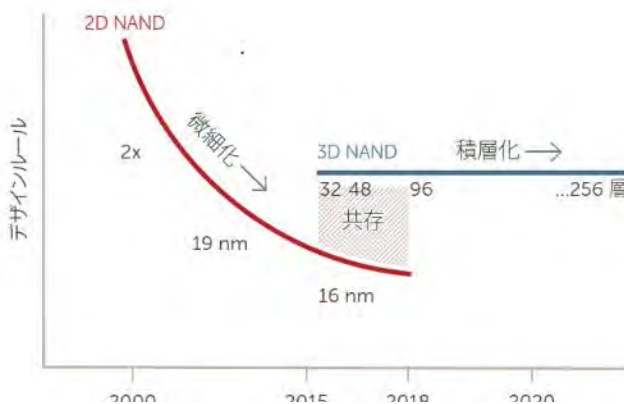
※2 : TLC(Tripplle Level Cell):メモリ1cellあたり3bitの情報を格納する方式

※3 : QLC(Quad Level Cell) :メモリ1cellあたり4bitの情報を格納する方式

※4 : BER(Bit Error Rate):フラッシュメモリは書き込んだデータを読みだした時に一定のレート以下のエラーを許容する設計としており、そのエラーレート。BER~10<sup>-2</sup>であれば、100bit書き込んだ際に1bit程度以下であればエラーがあっても良いことになる。

※5 : 特定のブロックに書き込み回数が集中することを防ぎ、全てのブロックに対して均等に書き込みが実施されるようにするアルゴリズム

※6 : FTL (Flash Translation Layer) NAND FLASHメモリのデバイス特性を遮蔽して簡易なメモリとして扱えるようにする変換層



出典: Entegris社White Paper



Fig. 2. Development stages of major NAND companies and number of

出典: IMW2023 論文番号1.3

NANDフラッシュメモリの記憶密度推移(2011年~2022年)



出典: PC watch記事

## 3.3.1.3.2 メモリ調査④ NAND FLASH民生用途の動向

NAND FLASH民生用途開発での主要技術トピック: 大容量化技術/  
ナノインプリントリソグラフィ/メモリコントローラの微細化

## ➤ NAND FLASH大容量化継続に繋がる技術

- (a) エッチング用スリットの間隔を拡大して横方向の密度を高める技術
- (b) メモリスルーホールのアスペクト比緩和のため、ワード線を薄くした際に発生する電荷リークを抑えるため、電荷捕獲領域をセル毎に分離する技術
- (c) (b)と同様に電荷捕獲領域を強誘電体膜に置き換えリークを低減する技術

## ➤ ナノインプリントリソグラフィ

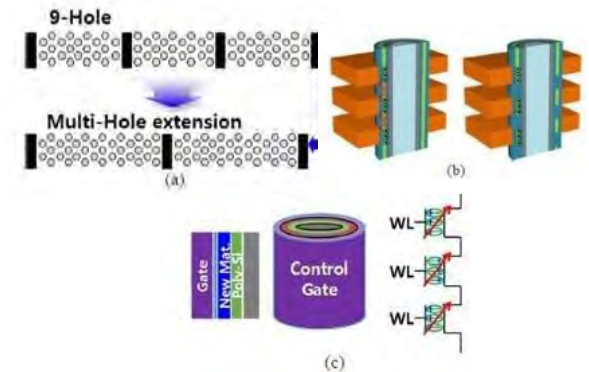
ArF※<sup>1</sup>液浸露光ダブルパターンングやEUV※<sup>2</sup>等、高コスト化する半導体製造中の光露光工程を大幅に低コスト化するものとして期待されている技術。回路パターンが彫り込まれたマスクをスタンプのように樹脂に押し付けて、回路形成を行う。実寸大の高精度マスクが必要となることから、同一パターンを複数層積層するようなNAND FLASHにて採用検討が進んでいる。業界3位のSKハイニックスがキヤノン製のナノインプリント露光装置を導入し、2025年量産開始に向け研究開発を実施中。(出典:韓国経済News)

## ➤ メモリコントローラの微細化

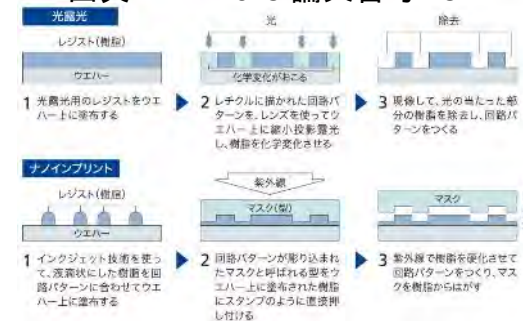
NAND FLASHの大容量化に伴う制御の複雑化に対応するため、メモリコントローラの機能は高度化傾向。特に広帯域な書き込み/読み出し性能が要求されるSSDにおいては、メモリコントローラとして、5nmという最先端のプロセスで開発されたASICが採用されるなど、大容量NAND FLASHメモリは資金力・開発力を備えた限られたプレイヤーのみが、直接取り扱えるデバイスとなってきている。(出典: SAMSUNGプレスリリース)

※1 ArF: フッ化アルゴン

※2 EUV(Extreme Ultraviolet): 波長13.5nm程度の極端紫外線



出典: IMW2023 論文番号1.3



出典: キヤノンHP



(出典: SAMSUNGプレスリリース)



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

宇宙用はまだSLC Typeが主流であり、TLC等は限定的。メモリコントローラの複雑性より、宇宙用でも専門ベンダーでのセットでの提供が進む。COTS品の利用も進むが信頼性の考慮要。

- 宇宙用NAND FLASHは長い間、高信頼性を重視して、NAND FLASHはプレーナー構造、SLC Typeを使用してきた。
- 微細化限界により、民生分野は3D積層化、1セルの多値化に成長方向の舵を切っていることから、プレーナー構造、SLC Typeに関しては成長が鈍化。その影響を受け、宇宙用途のNAND FLASHメモリとして主流となるSLC Typeに関しては2010年代初頭の64Gbits品(8Gbit/chip, 8chipのMCP品)から、2023年においても256Gbits品と4倍程度の成長に留まっている。(民生用途は10倍以上の容量成長)
- FrontGrade社の4Tbits品(512Gbits/chip × 8chip)のように、3D/TLC Typeのフラッシュを宇宙用に提供しようとするベンダーも現れ始めているが、セル多値化時の放射線耐性(次ページ参照)に加えて、複雑なメモリコントローラを宇宙用デバイスで実現することの難易度の高さにより、採用は限定的な状況。
- DRAMと同様、宇宙用NAND FLASHメモリに関しても、半導体chipはCOTSを使うことが一般的。2010年代初頭はSamsung製が一般的であったが、直近ではMicron社製が使われることが多い。
- FTLの実装されたメモリコントローラの付加価値が高いことから、メモリコントローラ部を宇宙用FPGA等で構成して、NAND FLASHとメモリコントローラをセットとした宇宙用製品として、汎用メモリ、SSDのように提供するベンダーも出始めている。
- NewSpace向けではCOTS利用としてコントローラとセットになったSSD/eMMC/SDカード等の採用が進んでいるが、これら記憶媒体にプログラムデータ等を保存している場合は、コントローラの放射線による誤動作でシステムファイルが壊れて永久故障に繋がりうる。そのため、放射線耐性に強いCOTSの選定と併せて、二重化等のシステム対策が、要求信頼度によっては必要となる。

ベンダー	種別	容量	構成
3D PLUS(仏)	SLC	128Gbits	16Gbits/chip × 8 chip
PDC (米)	SLC	32Gbits	32Gbits/chip × 1chip
mercury(米)	SLC	256Gbits	32Gbits/chip × 8chip
FrontGrade (米)	TLC	4Tbits	512Gbits/chip × 8chip

表: 代表的な宇宙用NAND FLASHデバイス

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

NAND FLASHを宇宙にて使用する際は、TIDによる書き込みデータへの影響も考慮が必要。

- 通常の半導体では、TIDの影響による半導体素子の特性劣化が問題となるが、NAND FLASHの場合、半導体素子の特性劣化に加えて、書き込んだデータに対する影響も発生するため、こちらにも考慮が必要となる。
- NAND FLASHは図1の記憶素子構造を持ち、データ0を書くときに、電荷蓄積膜に電子を注入し、データ1を書く(消去と呼ばれる)際に、電子を引き抜く動作を行い、電荷蓄積層の電子有無でデータを記憶する。
- 放射線が照射されると、TIDの影響で、本電荷蓄積膜に保持されている電子が漏れ出す現象が図2に示すように発生する。
- SLCの場合は、1セルの電荷分布を2つ領域に分けるのみでよかったが、MLCの場合は2bitで(11,01,00,10)の4つの領域に、TLCの場合は8つの領域に分ける必要がある。そのため、多値化が進むと電荷分布と各領域を判定する閾値電圧( $V_{ref}$ )間のマージンが急減し、わずかな電荷の漏れ出しでデータが化ける形となる。
- 上記はTIDでデータが化ける前に再度データを書き込むことによって対策が可能であるが、その頻度は多値セルの少ない書き込み寿命とのトレードオフとなる。
- 最近の多値セル NAND FLASHはデバイスの設定により、1bit/1セルでの動作も可能(Pseudo SLCと呼ばれる)。これにより、データのTID耐性は大幅に高めることができるが、データ容量は大幅に減少する。

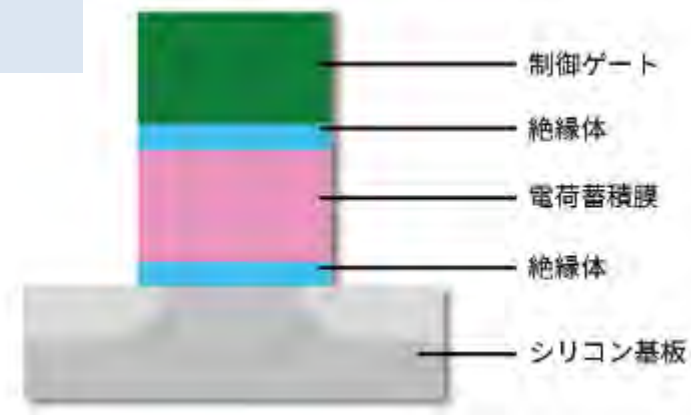


図1: NAND FLASHの記憶素子構造  
出典: KIOXIA

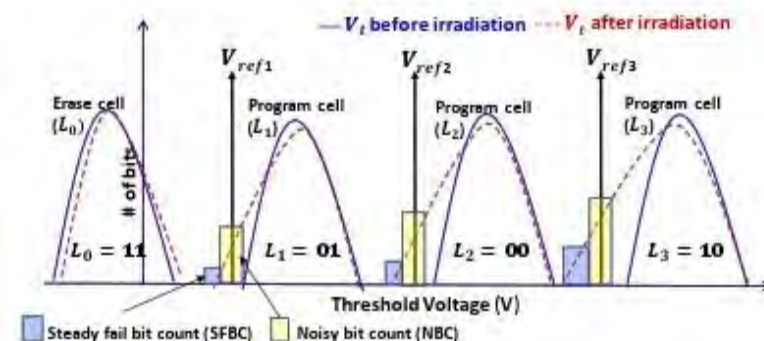





図2: TIDのデータに対する影響  
出典: Maryla Wasiolek et al.

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

NAND FLASH/メモリコントローラをセットとした宇宙用製品の例

ベンダー	品名	Type	容量	速度	コントローラ機能	
3D-PLUS	<a href="#">RTIMS FLASH</a>	汎用メモリ	1GB	W:99Mbps R:287Mbps	<ul style="list-style-type: none"> <li>・誤り訂正</li> <li>・不良ブロック管理</li> <li>・論理物理アドレス管理</li> <li>・ウェアレベリング</li> </ul>	
Mercury	<a href="#">RH3480</a>	SSD	480GB	W 18.4Gbps R 16Gbps	<ul style="list-style-type: none"> <li>・誤り訂正</li> <li>・不良ブロック管理</li> <li>・論理物理アドレス管理</li> </ul>	
Aitech	<a href="#">S993</a>	SSD	1TB	W/R 2Gbps	<ul style="list-style-type: none"> <li>・誤り訂正</li> <li>・不良ブロック管理</li> <li>・論理物理アドレス管理</li> <li>・ウェアレベリング</li> <li>・カベージコレクション</li> </ul>	

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

## 3D PLUS社の宇宙用SLC NAND FLASHの例

(3DFN128G08US8761)

- 1chip 16GbitsのSLC NAND FLASHチップを8チップ 1パッケージの中に積層して、1石で128Gbitsの容量を実現したMCP品。
- チップとしては、Micron社製のチップを使用。パッケージング、スクリーニングを3D PLUS社が実施。
- Class 1向けのスクリーニング品含めて供給
- TIDは一般的なLEO衛星であれば十分な性能  
長寿命のGEO等では遮蔽厚等の考慮が必要。
- SELは十分な性能
- SEU/SEFIは一定の確率で発生するため、上位にて対応が必要。
- 書き込み寿命：100k回
- 必要ECC強度：540Byte中 4bit 訂正が可能なECC



出典: 3D PLUS社

## KEY FEATURES

## PERFORMANCES

- ONFI 2.1 compliant
- Memory Cell Array 2 / 8 x (2G x 8 bits)
- Automatic Program and Erase
  - Page size x 8 bit: (4K+224) Byte/Bank
  - Block Size: (512K+28K) Byte/Bank
  - Module size: 8192 / 32 768 blocks
- **1.8 V for I/O and 3.3 V for core**
- Synchronous I/O performance:
  - 10 MHz < f < 83.33 MHz
  - Read/write throughput per pin up to 166 MT/s
- Command/Address/Data Multiplexed I/O Port  
Hardware Data Protection (Program/Erase Lockout during Power Transitions)
- Endurance: 100k Program/Erase Cycles with ECC
- Data Retention: 10 Years
- Available in all 3D PLUS screening and qualification options : commercial (C), industrial (I) and space(S)

## SPACE QUALIFICATION

- Qualified with 3D PLUS ESA certification per ESCC 2566001
- Up to NASA Level 1
- Long Term Availability and High Reliability
- Radiation Hardened Designed for High End Space computing applications
- Flight heritage: 3D PLUS expertise in space memories for more than 20 years (\*)

## RADIATION TOLERANCE

- TID > 60 krad
- SEL immune up to LET > 62.5 MeV.cm<sup>2</sup>/mg

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

## PDC社の宇宙用SLC NAND FLASHの例 (29F32G08)

- 1chip 32GbitsのSLC NAND FLASH チップを1チップパッケージングされたSCP品
- PDC社(元DDC社)独自のRAD-PAKパッケージング技術により、放射線遮蔽を行い、TID耐放射線性を高めている。
- Class 1向けのスクリーニング品含めて供給
- TIDは100kradと十分な性能
- SEL/SEU/SEFIは調査中。
- 書き込み寿命：60k回
- 必要ECC強度：540Byte中 16bit 訂正が可能なECC



## FEATURES:

## High density

Based on 32Gb x8 NAND flash die  
Supports higher speed designs with less capacitance/fewer I/O's to drive

## NAND Flash Interface

Single Level Cell (SLC) Technology  
ONFI 2.2 Compliant

## Operating Voltage

VCC 3.0 to 3.6V  
VCCQ 1.7 to 1.95V or 3.0 to 3.6V

## Page Size

8640 bytes (8192 + 448 spare bytes)  
Supports external BCH correction algorithms (16 bit correction per 540 bytes)

## Features

High reliability data storage for demanding space applications  
Ceramic hermetic package with built-in TID shielding  
Class E, I, A, B or S

## Speed

Up to asynchronous timing mode 5 (50MT/sec)

## Temperature Range

-55°C to 125°C

## Endurance

60,000 cycles typical

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

### Mercury社の宇宙用SLC NAND FLASHの例

- 1chip 32GbitsのSLC NAND FLASH チップを8チップ 1パッケージの中に積層して、1石で256Gbitsの容量を実現したMCP品。
- チップの供給元はMicron

- Non-volatile, reprogrammable memory
- 32GB (256 Gbit) raw capacity
- Asynchronous and synchronous operation
- Screened to EEE-INST-002



[出典: Mercury社](#)

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑤ NAND FLASH宇宙用途の動向

FrontGrade社の宇宙用3D/TLC NAND FLASHの例  
(UT81NDQ512G8)

- 1chip 512Gbitsのチップを8チップ 1パッケージの中に積層して、1石で4Tbitsの容量を実現したMCP品。
- チップとしては、Micron社製のチップを使用しており、パッケージング、スクリーニングをFrontGrade社が実施。
- Class 2向けのスクリーニング品までは供給状態。Class 1向けは有力顧客がつき次第、計画する状態。
- TIDは一般的なLEO衛星であれば使える性能、長寿命のGEO等では遮蔽厚等の考慮が必要。
- SELは十分な性能
- SEU/SEFIは一定の確率で発生するため、上位にて対応が必要。
- 書き込み寿命：TLC：3k回、SLC：40k回
- 必要ECC強度：TLC：BERが $10E-2$ を訂正可能なLDPC  
SLC：1162Byte中60bitを訂正可能なECC

**Features:**

4Tb Density

3.3 V Core and 1.8 V, 1.2V I/O Supply Voltage

Open NAND Flash Interface (ONFI) 4.0 Compliant

Triple-Level Cell (TLC) Technology

**Organization**

- Page Size: x8 18,592 Bytes

- Block Size: 2304 Pages

- Plane Size: 4 planes x 504 blocks

- Device Size: 16,128 Blocks

**Synchronous I/O Performance**

- NV-DDR2 Support (533MT/s r/w throughput per pin)

- NV-DDR3 Support (667MT/s r/w throughput per pin)

**Asynchronous I/O Performance**

- tRC/tWC: 20 ns (min)

**Array Performance**

- Read Page: 74 uS (typical)

- Program Page: 1900 uS (typical)

- Erase Block: 15 ms (typical)

Data Retention: JESD47G Compliant

**Endurance:**

- 3 K Program/Erase Cycles (TLC mode)

- 40 K Program/Erase Cycles (SLC mode)

**Applications:**

Solid-State Drives

Solid-State Recorders

Reconfigurable Computing

Imaging and Communications Data Buffering

Space Computing

**Operational Environment:**

Temperature Range: -40°C to +85°C

Total Ionizing Dose: &lt;50 krad (Si)

SEL Immune:  $\leq 55$  MeV-cm<sup>2</sup>/mg**Physical:**

132-Pin Plastic Ball Grid Array, JEDEC

12 mm x 18 mm, 1.0 mm pitch

**Power:**

&lt;300mW (typical per active die)

**Flight Grade:**

PEM-INST-001 (NASA-EEE-INST-002) - Level 2

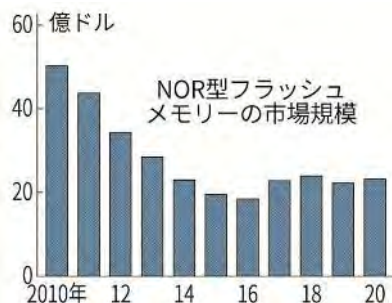
**Export Control Classification Number (ECCN):**

EAR99

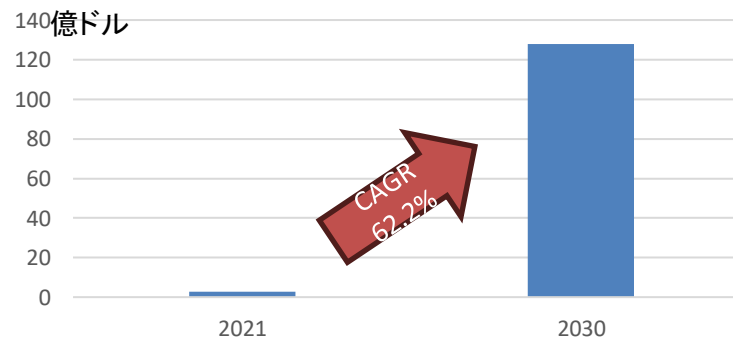
## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑥ 不揮発性メモリの民生用途の動向

NAND以外の不揮発性メモリはNOR FLASHが支配的、今後 MRAMに急速に置き換わる可能性あり。

- 大容量を必要とする不揮発性メモリ用途に関してはNAND FLASHの使用が一般的であるが、ここではよりデータ信頼性を必要とされるSWのブートプログラムや、FPGAの書き込みデータ等を保持するNAND以外の不揮発性メモリに関する動向の調査を実施した。
- NOR FLASHは2000年代までは携帯電話等の不揮発性メモリとして広く用いられてきたが、50nm程度の世代で微細化限界に到達し大容量化が困難となったことから、大容量用途はNAND FLASHに移行する形となり、2010年代前半は売り上げ規模が減少。一方で、高信頼性が必要とされるSWのブートプログラムや、FPGAの書き込みデータ等の分野、および、マイコンの埋め込みフラッシュ等の用途では、現在でも一般的に使用される不揮発性メモリとなる。今後、車載分野での需要の更なる高まりにより、2028年には60億ドル相当まで成長するという予測もある(出典：[グローバルインフォメーション](#))。一方で、車載分野等でもSWプログラム/FPGAデータ量が増加した場合、後述するMRAMの方が微細化の観点で有利であることから、急速に置き換えが進む可能性も指摘されている(出典：[EETimes](#))。
- MRAMは長らく次世代メモリと呼ばれていたが、2016年に垂直磁気記録方式が開発されたことを受け、CMOSプロセスとの親和性もあり微細化が進捗。MRAM単体だけでなく、TSMC/Samsung等がNOR FLASHよりも面積効率のよい埋込MRAMの開発を発表していることから、マイコン分野含めてNOR FLASHの置き換えが進む可能性がある。そのため、2021年時点でMRAMの市場規模は2億7千万ドル程度であったが、2030年には128億ドルに達するという予測もある(出典：[NEWSCAST](#))。
- 次世代メモリの一つとして、Intel/Micronが開発を進めていた3D Xpointメモリ(Optaneメモリ)に関しては、2022年7月に開発を縮小していくとの発表があった。また、MRAMと併せて次世代メモリと呼ばれていたReRAM(抵抗変化メモリ)、FRAM(強誘電体メモリ)、PCM(相変化メモリ)に関しては、一部のニッチな市場向けに留まる状況であり、しばらくはNOR FLASH/MRAMを中心に市場は進んでいくと想定される。



図：NOR FLASHの売上推移  
出典：[日本経済新聞](#)



図：MRAMの売上推移  
NEWSCAST情報よりASTEC作成



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑥ 不揮発性メモリの民生用途の動向

MRAMは6年で記憶密度を約10倍に高める等、急速に微細化・大容量化が進んでいる。

- MRAMは老舗のEverspinのような、MRAM単体でのデバイス開発だけではなく、Samsung/TSMC等のファウンドリ大手が、ASIC/マイコン等に組み込むことができる埋め込み磁気抵抗メモリ(eMRAM)としても開発が進んでいる。
- Everspinの開発経緯の通り、MRAMは2013~2019年の6年間で記録密度が約10倍とNAND FLASHメモリを上回るペースで大容量化が進んでいる。

第二世代 (2013年) : スピントルク注入(STT)方式の開発 (水平磁気記録)

第三世代 (2016年) : 垂直磁気記録方式の開発

第四世代 (2019年) : 垂直磁気記録方式のCMOSプロセス親和性から更なる微細化を実現

Device	Samsung MRAM	Avalanche MRAM	Everspin MRAM	TSMC MRAM
Parent Products	Sony CXD5605 GPS Receiver @ Huawei GT 2 Smartwatch	Renesas M3008204 (Avalanche AS3008204)	EMD3D256M08G1	Ambiq Apollo4 2M AMA4B Fitbit Luxe (Fitness Band)
Memory Block Capacity	8 Mb (embedded)	8 Mb (embedded)	256 Mb (Stand-alone Die)	16 Mb (embedded)
Device Type	STT-MRAM	STT-MRAM	STT-MRAM	STT-MRAM
Technology Node (CMOS Process)	28 nm	40 nm	40 nm	22 nm
Cell Size	0.036 $\mu\text{m}^2$	0.032 $\mu\text{m}^2$	0.155 $\mu\text{m}^2$	0.046 $\mu\text{m}^2$
MTJ Type	P-MTJ (perpendicular)	P-MTJ (perpendicular)	P-MTJ (perpendicular)	P-MTJ (perpendicular)
MRAM Layer	Between M6 and M7	Under M1 SL	Between M3 and M4	Between M3 and M4
Die Markings	S4LP173	AV168	EMD3D256M WHITNEY	apollo 4 ambiq 2020
# Metal Layers	11	7	5	10

表: 主要MRAM製品  
(出典: IMW2023 論文番号1.2)

Items	Everspin 2 <sup>nd</sup> Gen. MRAM (DDR3)	Everspin 3 <sup>rd</sup> Gen. MRAM (DDR3)	Everspin 4 <sup>th</sup> Gen. MRAM (DDR4)
Product Example	EMD3D064M DDR3 ST-MRAM	EMD3D256M DDR3 ST-MRAM	EMD4E001G DDR4 ST-MRAM
Die Size	65.3mm <sup>2</sup> (11.15 mm x 5.86 mm)	100.1 mm <sup>2</sup> (12.12 mm x 8.26 mm)	105.1 mm <sup>2</sup> (12.29 mm x 8.55 mm)
Technology Node	90 nm	40 nm	28 nm
Memory / Die	64 Mb	256 Mb	1,024 Mb (1 Gb)
Bit Density	0.98 Mb/mm <sup>2</sup>	2.56 Mb/mm <sup>2</sup>	9.75 Mb/mm <sup>2</sup>
Cell Size	0.387 $\mu\text{m}^2$	0.156 $\mu\text{m}^2$	0.041 $\mu\text{m}^2$
Pitch (WL/BL)	530 nm / 730 nm	150 nm / 520 nm	110 nm / 180 nm
MTJ	In-plane MTJ	pMTJ (~ 83°)	pMTJ (62 ~ 67°)
MRAM Integration	Between M3 and M4	Between M3 and M4	Between M3 and M4
# Metals	5	5	7

表: MRAM技術世代概要  
(出典: IMW2023 論文番号1.2)

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

宇宙用不揮発性メモリはEEPROMが支配的であったが、NOR FLASH/MRAMに急速に置き換わりつつある。

- 宇宙用途の不揮発メモリとしては、データ信頼性の観点重視され、長い間比較的小容量しか実現できないEEPROMが一般的であった。
- NOR FLASHは素子構造的にTIDが弱いことから、宇宙用製品として長らく採用が進まなかったが、近年のSWプログラム/FPGAデータ量の増大にEEPROMでは対応できないことから、未使用時は電源OFFにする等の対策と併せて、放射線耐性要求が少ないアプリケーション向けに大容量な宇宙用NOR FLASHが広がっている。
- 宇宙用MRAMは民生分野と同様急速な高集積化が進み22nmプロセスによる4Gb品等も製品化、耐放射線耐性がNOR FLASHよりも良好なことから今後、宇宙用MRAMが一般的になっていくと想定される。
- 放射線耐性、低消費電力、長期間のデータ保持等のニッチなニーズを満たすことが可能なFRAMが宇宙用にInfineon社よりリリースされている。

ベンダー	種別	容量	TID耐性	SEU耐性(メモリセル)	備考
PDC社	EEPROM	1~16 Mbit	100krad	Immune	参考
FrontGrade社	NOR Flash	64 Mbit	10krad(※1)	Immune	
Infineon社	NOR Flash	512 Mbit	20krad(※1)	1x10 <sup>-16</sup> upset/bit/day	
3D-PLUS社	NOR Flash	256 Mbit	40krad	Immune	
FrontGrade社	MRAM	64 Mbit	1Mrad	Immune	
3D-PLUS社	MRAM	64 Mbit	50krad	Immune	
Micross社	MRAM	4Gbit	300krad	Immune	22nm STT
Infineon社	FRAM	2 Mbit	200krad	Immune	低消費電力・長期データ保持

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

### FrontGrade社の宇宙用NOR FLASHの例 (UT8QNF8M8)

- 容量は64MbitsとNOR FLASHにしては小さい。
- TIDが常時電源ON時は10krad(Si) と宇宙用としては弱い。ミッション期間中 90%電源OFFの場合は50krad(Si)耐性となるが、未使用時に電源OFFとするためのスイッチが外部に必要となる。
- Class2 向けまでリリースされている。

#### Features

- 64Mbits organized as either 8M x 8-bits or 4M x16-bits
- Fast 60ns read/write access time
- Functionally compatible with traditional single power supply Flash devices
- Simultaneous read/write operations
- Flexible bank architecture
- Single 3.3V power supply
- Ultra low power consumption
- Near zero power standby operation
- Full HiRel temperature range (-40°C to 105°C)
- Data retention > 20 years @ +90°C (See Table 13)
- Programming Endurance: 10k cycles per sector
- Operational environment:
  - Total dose: 10 or 50 krad(Si)
  - SEL Immune: 80 MeV-cm<sup>2</sup>/mg @ 105°C
  - SEU Immune: Memory Cell 102 MeV-cm<sup>2</sup>/mg @25°C
- 48-pin ceramic flatpack package
- Standard Microelectronic Drawing (SMD), 5962-12204
  - QML Q and Q+



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

## Infineon社の宇宙用NOR FLASHの例(CYRS16B512-133FZMB)

- 容量は512Mbis と大容量に対応
- TIDは電源ON時30krad(read)/20krad(write)程度と宇宙用としては比較的弱い。
- Class1向けまでリリース

## Features

## ■ Serial Peripheral Interface (SPI) with Multi-I/O

- Clock polarity and phase modes 0 and 3
- Double Data Rate (DDR) option
- Quad peripheral Interface (QPI) option
- Extended Addressing: 24- or 32-bit address options
- This device connects two Quad I/O SPI devices with two CS# resulting in an eight bit data I/O path

## ■ Read

- Commands: Normal, Fast, Dual I/O, Quad I/O, DualIO, QuadIO, DDR Quad I/O.
- Modes: Burst Wrap, Continuous (XIP), QPI
- Serial Flash Discoverable Parameters (SFDP) for configuration information.

## ■ Program Architecture

- 512 Bytes Page Programming buffer 3.0 V CYRS16B Flash Memory
- Program suspend and resume

## ■ Erase Architecture

- Uniform 8kB Sector Erase
- Uniform 64kB Half Block Erase
- Uniform 128kB Block Erase
- Chip erase
- Erase suspend and resume

## ■ 1,000 Program/Erase Cycles

## ■ 100 Year Data Retention

## ■ Security Features

- Status and Configuration Register Protection
- Four Security Regions of 512 bytes each outside the main Flash array
- Legacy Block Protection: Block range
- Individual and Region Protection
  - Individual Block Lock: Volatile individual Sector/Block
  - Pointer Region: Non-Volatile Sector/Block range
  - Power Supply Lock-down, Password, or Permanent protection of Security Regions 2 and 3 and Pointer Region

## ■ Technology

- 65 nm Floating Gate Technology

## ■ Single Supply Voltage with CMOS I/O

- 2.7 V to 3.6 V

## ■ Temperature Range / Grade

- Military (-55°C to +125°C)

## ■ Package

- 36-Lead ceramic Flatpack (36FP)

## ■ Radiation Data

- Total Dose = Unbiased - 125 Krad (Read) / 50Krad (Write)  
Biased - 30Krad (Read) / 20Krad (Write)
- Heavy Ion Single Event Effects.
  - SEU Threshold > 28 MeV.cm<sup>2</sup>/mg (LET)
  - SEU Rate < 1 × 10<sup>-16</sup> upsets/bit-day
  - SEFI Threshold > 60 MeV.cm<sup>2</sup>/mg (LET)
  - Latch up immunity > 60MeV.cm<sup>2</sup>/mg (85 °C)



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

## 3D-PLUS社の宇宙用NOR FLASHの例 (3DFS256M04VS2801)

- 容量は256Mbitsと大容量用途まで対応。
- デバイス内に、NOR FLASHの3重多数決や電源ON/OFFを制御するASICが実装されており、NOR FLASHとしては、放射線耐性が向上している。
- Class1 向けまでリリースしている。

## KEY FEATURES

## PERFORMANCES

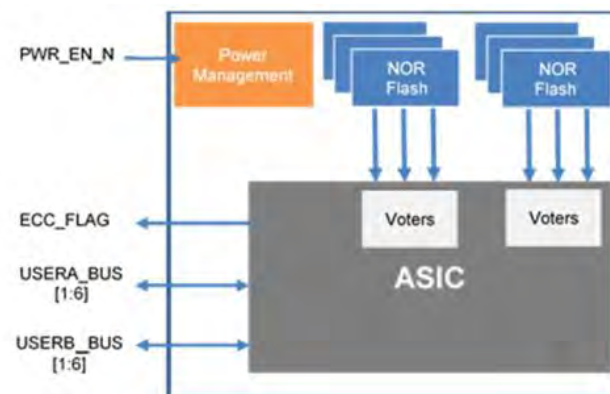
- 256 Mbit density
- Single supply voltage: 3.3 V
- Supports standard SPI, Dual, QSPI modes
- **Supports only 16 bits word access (read and write) at even address**
- Two QSPI user buses
- Up to 50 MHz in Fast Read Mode
- 100,000 + erase/program cycles
- More than 20 year data retention
- Low Instruction Overhead Operations
- Continuous Read 8-byte burst
- Available Temperature Range: 0°C to +70°C, -40°C to +85°C, -55°C to +105°C
- Package: SOP 24 -0.65mm pitch
- ITAR free
- Radiation Effect/Data integrity failure notification bit (ECC\_Flag)
- Qualified for Space Applications

## SPACE QUALIFICATION

- Qualified with 3D PLUS ESA certification per ESCC 2566001,
- Up to NASA Level 1,
- High Longevity and Reliability,
- Flight heritage : 3D PLUS expertise in space memories for more than 20 years

## RADIATION TOLERANCE

- TID > 40 krad(Si) (off)
- SEL LET > 62.5 MeV.cm<sup>2</sup>/mg
- SEE immune, mitigated by design



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

### FrontGrade社の宇宙用MRAMの例 (UT8MR8M8)

- 容量は64Mbitsと大容量NOR FLASHと比較するとやや小さい。
- 放射線耐性はTID/SEL/SEUともに、NOR FLASH等と比較して優れた性能を有する。
- Class1 向けまでリリース予定。

#### Features

- Single 3.3-V power supply
- Fast 50ns read/write access time
- Functionally compatible with traditional asynchronous SRAMs
- Equal address and chip-enable access times
- HiRel temperature range (-40°C to +105°C)
- Automatic data protection with low-voltage inhibit circuitry to prevent writes on power loss
- CMOS and TTL compatible
- Data non-volatile for > 20 years (-40°C to+105°C)
- Read/write endurance: Unlimited for 20 years (-40°C to+105°C)
- 64-pin ceramic flatpack package (21.99 grams)
- Operational environment:
  - Total dose: 1Mrad(Si)
  - SEL Immune: 112 MeV-cm<sup>2</sup>/mg @125°C
  - SEU Immune: Memory Cell 112 MeV-cm<sup>2</sup>/mg @25°C
- Standard Microelectronics Drawing (SMD) - 5962-13207
  - QML Q, Q+, and V



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

### 3D-PLUS社の宇宙用MRAMの例 (3DMR64M08VS4476)

- 容量は64Mbitsと大容量NOR FLASHと比較するとやや小さい。
- 放射線耐性はTID/SEL/SEUともに、NOR FLASH等と比較して優れた性能を有する。
- Class1 向けまでリリース予定。

#### KEY FEATURES

Memory Cell Array (8M x 8 bits)

Single 3.3 V power supply operation

Symmetrical high-speed read and write fast access: 35 ns

Fully static operation (no clock or refresh required)

SRAM compatible

Reliable CMOS Floating-Gate Technology

Endurance: unlimited read/write operation

Data Retention: > 20 Years

Radiation tolerance:

> TID: > 50 krad(Si)

> SEL: > 85 MeV.cm<sup>2</sup>/mg

> SEU: Immune



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

micross社の宇宙用MRAMの例 (MYXxxSMS04GP32xxx-45/x)

- ダイはAvalanche Technologies社製。
- 22nm STTプロセスにより、4Gbitの大容量を実現
- 300kradと優れた放射線耐性を有する。
- Class1向けまでリリース



**micross**  
one source. one solution.  
**Rad-Hard**  
Speed: 45ns  
Temp: -55 to 125°C  
Endurance:  $10^{16}$   
Retention: 10 years  
Rated TID: >300KRad  
Flow: QML, Space, MIL Ind, Custom  
Qual: QML Q, V, H, K, Y, P & Custom  
Product: Hermetic, Die/Wafer, Plastic  
ITAR: Yes  
On-Shore Wafers: Banking in CA/FL



出典: [micross社](https://www.micross.com)



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

Avalanche Technology社の宇宙用MRAMの例（AS304GB32）

- 22nm STTプロセスにより、4Gbitの大容量を実現
- TIDは75kradまでを保証
- PEMS-INST-001 Flow まで対応可能。

## Features

- Interface
  - Parallel Asynchronous x32
- Technology
  - pMTJ STT-MRAM
  - Virtually unlimited Endurance and Data Retention (see Table 16)
- Density
  - 1Gb, 4Gb
- Memory Array Organization
  - 1Gb
    - 33,554,432 x 32
  - 4Gb
    - 134,217,728 x 32
- Operating Voltage Range
  - V<sub>CC</sub>: 2.70V – 3.60V
  - V<sub>CCIO</sub>: 1.8V, 2.5V, 3.0V, 3.3V \*\*\*
- Operating Temperature Range
  - -40°C to 125°C \*\*\*\*
- Packages
  - 142-ball FBGA (15mm x 17mm)
- RoHS & REACH Compliant \*
- PEMS-INST-001 Flow \*\*



## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑦ 不揮発性メモリの宇宙用途の動向

## Infineon社の宇宙用F-RAMの例(CYRS15B102Q-GGMB)

・容量としては2Mbと小さいものの、放射線耐性、低消費電力、長期間のデータ保持等のニッチなニーズを満たすことが可能なFRAM(強誘電体メモリ)がInfineon社より宇宙用としてリリースされている。

**Radiation performance**

- Radiation data
  - Total dose = 150 Krad (50 rad(Si)/s)  
200 Krad (10 rad(Si)/s)
  - Heavy Ion soft error rate immune up to 114LET
  - Heavy Ion single event functional interrupt  $< 1.34 \times 10^{-4}$  upsets/device-day (GEO - solar min)
  - Dose rate =  $1.1 \times 10^8$  rad(Si)/sec (dynamic)/ $1.1 \times 10^{11}$  rad(Si)/sec (static)
  - Dose rate survivability (rad(Si)/sec) =  $1.1 \times 10^{11}$  rad(Si)/sec
  - Latch-up immunity = 114 MeV.cm<sup>2</sup>/mg (115 °C)
- Prototyping options
  - Non-qualified CYPT15B102Q devices with same functional and timing characteristics in a 16-pin ceramic SOP package

**Features**

- 2-Mbit ferroelectric random access memory (F-RAM) logically organized as 256K × 8
  - High endurance 10 trillion (10<sup>13</sup>) read/writes
  - 121-year data retention at 85 °C (See [Data retention and endurance on page 22](#))
  - No delay on writes
- Fast serial peripheral interface (SPI)
  - Up to 25-MHz frequency
  - Direct hardware replacement for serial flash and EEPROM
- Sophisticated write protection scheme
  - Hardware protection using the write protect ( $\overline{WP}$ ) pin
  - Software protection using write disable instruction
  - Software block protection for 1/4, 1/2, or entire array
- Device ID
  - Manufacturer ID and product ID
- Low power consumption (pre-/post 150krad TID radiation)
  - 10-mA/10-mA active current at 25 MHz
  - 850- $\mu$ A/5-mA standby current
  - 25- $\mu$ A/8mA sleep mode current
- Low-voltage operation: V<sub>DD</sub> = 2.0 V to 3.6 V
- Military temperature: -55 °C to +125 °C
- 16-pin ceramic SOP package

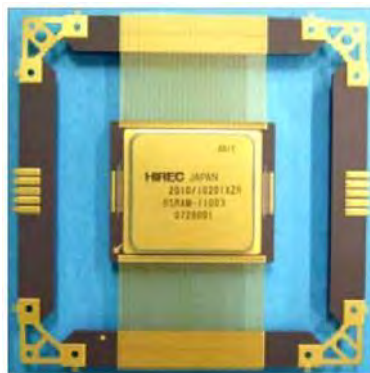


出典: [Infineon社](#)

## 3.3.1.3.2 メモリ調査⑧ 日本における宇宙用メモリの動向

以前はバーストSRAM等、JAXA認定宇宙用メモリも使用されてきたが、現在は高性能オンボード処理要求に見合う国産宇宙用メモリは存在せず、海外製品に依存する形となっている。

- 現在使用できる国産の宇宙用メモリ部品としては、JAXA認定品となるバーストSRAM(1MByte)、および、ルネサス社の旧Intersil製品となるPROM(8KByte)が挙げられる。
- 最近のオンボード処理要求の高まりにより、少なくともワークのRAM容量としては数100MByte以上、不揮発性メモリとしても数MByte以上が必須となるアプリケーションが増加しており、宇宙用国産メモリでの対応は困難であり、海外部品に依存する形となっている。
- 現在、JAXAにて宇宙用MRAMの開発を進めているが、実用化には至っていない。(出典：[宇宙探査イノベーションハブレポート](#))
- 民生分野では日本はKIOXIA社のNAND FLASHメモリや、Micron社広島工場のDRAM等優れた技術・製品を有している。しかし、宇宙環境/品質要求の特殊性や民生分野での市場規模と比較した際の宇宙市場規模の小ささ等の推定される理由により、これら優れた技術・製品を用いた国産宇宙技術の開発が行えていない状況にある。



図：JAXA認定バーストSRAM  
(出典：[JAXA](#))

## 3.3.1.3 デバイス調査 目次

- 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析
- 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析
- 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析
  - 3.3.1 オンボード基盤技術
    - 3.3.1.1 オンボード処理に関わるサービス/アプリケーション/技術の動向調査
    - 3.3.1.2 オンボード処理に関わるプレイヤー調査
    - 3.3.1.3 デバイス調査
      - 3.3.1.3.1 デジタル処理デバイス調査
      - 3.3.1.3.2 メモリ調査
      - 3.3.1.4 強み弱み分析
      - 3.3.1.5 戦略・研究開発計画の検討
  - 3.3.2 誘導制御技術
  - 3.3.3 電源系技術
- 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析
- 3.5 コンステレーション構築等に必要技術
- 3.6 定常・動向分析
- 3.7 適時調査・事実確認

### 3.3.1.4 強み・弱み分析

		アプリケーション・サービス	MW/OS/計算機	デバイス
日本の現状	世界の動向	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 通信・観測分野で一般的に普及</li> <li>✓ PWSAではSDS化の恩恵も活用し、スパイラル開発によるアプリケーション開発スピードの加速化を実現</li> <li>✓ 軌道上クラウドサービスの実証を進めている企業あり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 様々なプレイヤーが高性能で汎用的なMW/OS/計算機を開発中</li> <li>✓ SW開発効率化のためのフレームワーク開発が加速。</li> <li>✓ その中にはUnibap社のiX5等、実証評価フェーズから実用フェーズに移行しつつあるものあり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 高性能COTSデバイス採用が進む。</li> <li>✓ 一定のSEUレートの許容が必要な超高性能宇宙用デバイス開発が民間ベンダー主導で進む。</li> <li>✓ 高信頼・高性能な宇宙用デバイス開発が欧米にて官主導で進む。</li> </ul>
	強み	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ PJ毎にアプリ・計算機垂直統合開発。用途特化計算機を用いた低リソース・高性能アプリケーションの実現</li> <li>✓ JAXA刷新PJテーマB:“オンボードコンピューティング能力獲得”の取組</li> <li>✓ SpaceCompassにて軌道上クラウド構想あり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ ETS-9 DPP、QPS社 FLIP、革新3号機 SDRX等、用途に特化した計算機の開発は実施。</li> <li>✓ 革新3号機にて汎用的で高性能な「民生GPU実証機」の開発例はあり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ HR5000S等、高信頼性デバイスの開発経験あり。</li> <li>✓ JAXAにてFinFET等の微細プロセスにも適用可能なRHBD技術を開発</li> <li>✓ スピントロニクス、Nano-Bridge等、低消費電力化技術を有する</li> </ul>
	弱み	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ PJ毎にアプリ・計算機垂直統合開発により、用途特化計算機依存にしたアプリ開発例が多く、アプリ開発が高コスト・長期間化。</li> <li>✓ 競争力のある国産軌道上クラウドを構築するための必要な技術が共有されていない。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 多くの開発済み計算機が用途特化、垂直統合型の計算機であるため、汎用的な活用が困難。</li> <li>✓ 汎用的で高性能なオンボード計算機の軌道上実証成果がない。</li> <li>✓ SW開発効率化のためのフレームワーク開発で遅れ。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 国内の放射線評価機会が少なく、COTSの評価技術の蓄積が少ない。</li> <li>✓ 超高性能デバイス開発技術が民生含め国内にはない。</li> <li>✓ 官主導の高信頼・高性能な宇宙用デバイスの明確な開発計画、開発体制がない。</li> </ul>

### 3.3.1.5 戦略・研究開発計画の検討

	アプリケーション・サービス	MW/OS/計算機 (開発環境含む)	デバイス
日本の現状	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ JAXA刷新での取組(強み)</li> <li>✓ 垂直統合の影響も強く、幅広いアプリケーションを効率的に開発できる土壌がない。(弱み)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 用途特化の計算機を開発する技術はあり(強み)</li> <li>✓ 汎用的な高性能計算機の開発で遅れ(弱み)</li> <li>✓ SWフレームワーク開発で遅れ(弱み)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ RHBD技術・消費電力低減技術を有する(強み)</li> <li>✓ COTS評価機会が少ない。(弱み)</li> <li>✓ 高性能デバイス開発技術が国内にない。(弱み)</li> </ul>

**考慮事項**  
 オンボード基盤技術はデバイス・計算機等のHW技術から始まり、OS/MW/アプリケーション/開発環境/ツールと広範囲な技術領域を持つ技術であり、単一の企業で開発を行えるものではない。

**開発計画案**

**①オンボード処理のエコシステム構築**  
 多数の企業の協業・連携が可能なエコシステムを構築する。協業した場合においても、全てを日本・宇宙領域で揃えていく事は不可能であるため、特定のデバイス、計算機等に依存することなく、日本として目指すエコシステムを描きつつ、民生技術・海外技術を活用する部分と日本として宇宙技術を開発する部分の識別を行うことが重要。  
 進め方としては、JAXA 刷新PJ等の成果を活用し、業界コミュニティの形成から始めることが適当と考えられる。

**②アプリケーション実証機会提供**  
 エコシステム上で動作するアプリケーション開発の促進のためには、アプリケーションの実証機会も確保する必要あり。地上テストベッド、軌道上テストベッド等、実証機会が容易に得られる仕組みの開発が必要。

**③Hybrid高性能計算機開発**  
 エコシステムに接続可能なことを仕様としたCOTS/高信頼性デバイスを使用した高性能計算機の開発

**④エコシステムを支えるOS/MW/フレームワークの開発**  
 計算機とエコシステムを接続する目的で開発を行う。

**⑤エコシステムに資するデバイス開発**  
 エコシステムの中で日本にて宇宙技術として開発するべきと識別されたデバイスの開発を行う。(例：RHBD/低消費電力が必要な部分)

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

##### 3.3.2.1 誘導制御系技術調査

##### 3.3.2.2 強み・弱み分析

##### 3.3.2.3 戦略・研究開発計画の検討

#### 3.3.3 電源系技術

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要な技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

## 3.3.2.1 誘導制御系技術調査

- ① まとめ
- ② 姿勢制御系
- ③ V&V
- ④ センサ・アクチュエータ



## ①まとめ

23-002-R-013

- ミッション高度化に伴い、ミッション実現を支える姿勢・軌道制御系においてもオンボードで判断すべき事柄・複雑な機能が増加しており、中大型衛星中心にV&Vが課題となっている。
- デジタル技術等によるV&Vの強化は高度なミッションの実現すなわち「衛星」競争力に直結するため、欧米の業界全体の取り組みを注視するとともに、積極的に日本も参画することが望ましいと考える。

## 技術分野

姿勢・軌道制御系

Verification &  
Validation  
(V&V)センサ/  
アクチュエータ

## トレンド

**ミッション高度化に伴う複雑化**

- 運用負荷低減、応答性向上のための自律化
- 軌道上サービス、探査等に活用される画像航法
- 上記実現のためのAI/MLの活用

✓ **問題発生 of 早期化**

姿勢・軌道制御系の特性に加え、複雑化の影響もあり、**設計とV&Vの負荷比率が2:8**となっており、V&Vの改善が急務  
⇒ 欧米がともに参加したV&V Seminarによる業界横断で対策検討

✓ **機能拡張**

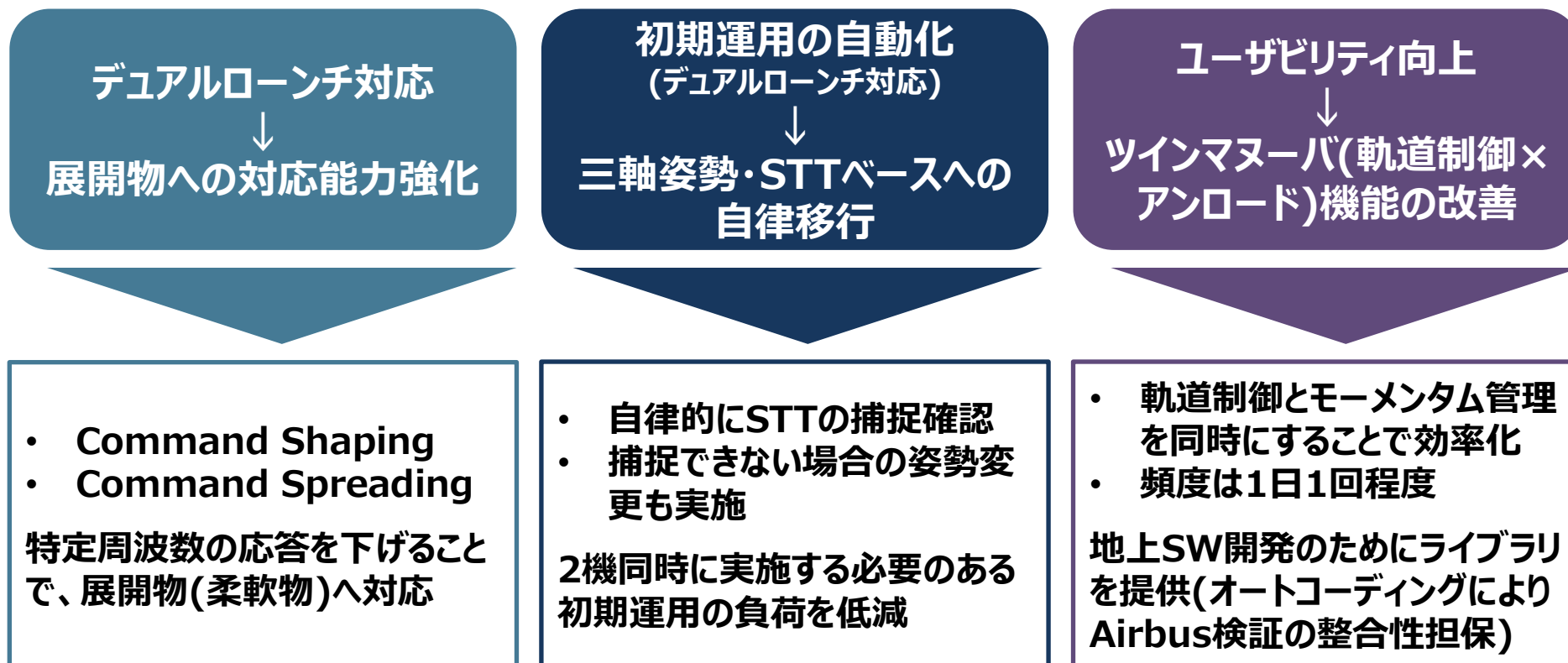
小型軽量化等に加え、軌道上サービスのような**複雑なシーケンスの実現をサポートする機能付加**が見受けられる  
⇒ LiDARの再プログラミング(FOV, スキャン機能のソフトウェア化)等

## ②姿勢制御系 AIRBUSでの取組

## Airbus ONESAT PLATFORM(通信向け)での取組

➤ 精度だけでなく、「デュアルローンチ対応/初期運用の自動化」、「ユーザビリティ」等の機能面の改善は着実に進んでいる

- **AOCSアーキテクチャ：Eurostar NEOをベースにミッション特有ニーズさせるためにOneSatを開発**  
[補足]OneSatの製品ラインは、ESA, 仏, 英の支援を受けて開発)

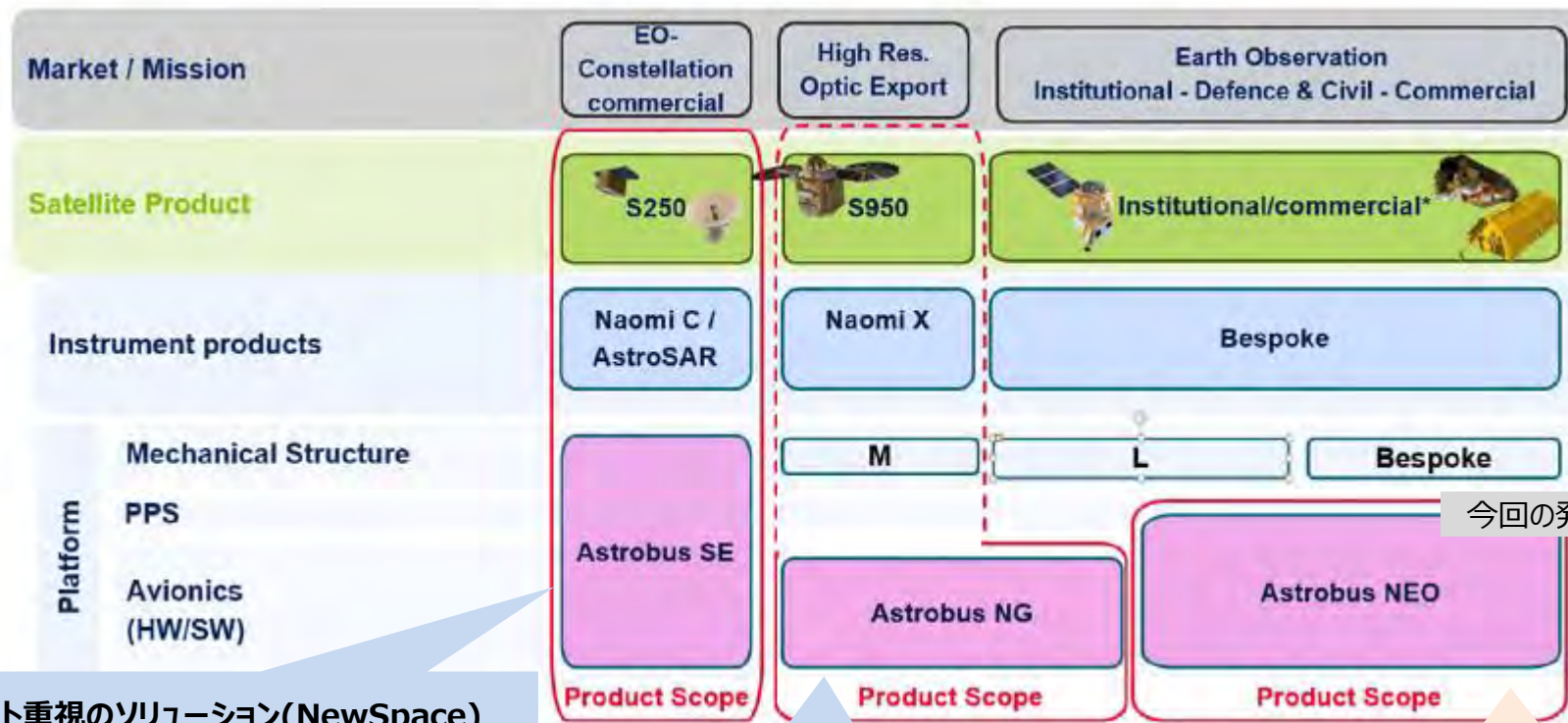




## ②姿勢制御系 AIRBUSでの取組

### Airbus AstroBus NEO(地球観測向け)での取組

- Copernicusを通じて開発したAstroBus規格(地球観測)に基づく共通プラットフォームは確立済み
- AstroBus NEO(新規)：最新の運用基準と最先端のAOCSアーキテクチャとアルゴリズムに準拠
  - ⇒ 方針：モジュール式のビルディングブロックと確立されたアビオニクス開発プロセスを利用
  - 構成要素：プロセス・ハードウェア・ソフトウェア・コンポーネント、ツール、標準規格



今回の発表対象

- コスト重視のソリューション(NewSpace) 固定された装置一式を定義したプラットフォーム

- 製品の効率的な再利用を重視 OSCAR MK III(OBC)とPUS-Aの組合せ

- モジュール式で共通性・再利用性を重視 ソフトウェアビルディングブロックの製品カタログにより、ミッションニーズに柔軟に対応

## ②姿勢制御系 AIRBUSでの取組

### Airbus AstroBus NEO(地球観測向け)での取組

- Copernicusプログラムを通じた衛星バスの強化が見受けられる  
⇒ 衛星製造を繰り返すことで製品競争力を強化する仕組みづくり

#### ◆ 取り組み

モジュール式の  
アビオクスアーキテクチャ  
(ビルディングブロック)

カタログベースのアプローチ  
&  
大半の機器がデュアルソース

#### ◆ 実現事項

既存コンフィギュレーション  
の再利用

柔軟性向上  
ミッションのニーズに合わせて  
選択可能なオプション

低コスト化

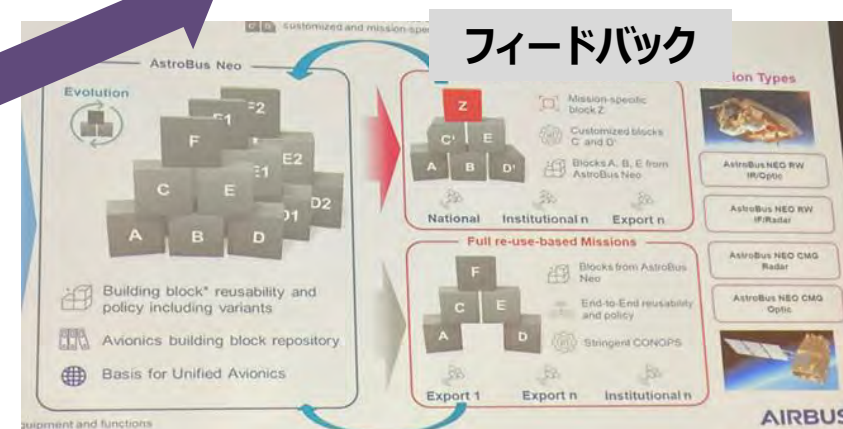
柔軟性向上

#### ◆ 価値2

教訓のフィードバック  
&  
拡張を通じた新たなミッション  
ニーズに対する継続的な改善  
と進化

#### ◆ 価値1

ミッション性能を調整するための  
効率的な適用・付加が可能



## ②姿勢制御系 AIを活用した誘導制御

AI×誘導制御のキーワードで最近出された論文を広く調査した。本領域については、海外を中心に研究開発が先行している。人工知能技術をGNCへ適用する上で以下の機能開発や用途が特に効果的であると推定される。

- ・宇宙機に強い自律性が求められる場合の「意思決定機能」
- ・従来の手法で実現可能な性能を大幅に超える性能要求がある場合の「画像航法機能」
- ・制御に要求される時間スケールが高速である「軌道上サービス」
- ・上位の要求や制約から衛星が自ら経路を設定する「自律誘導機能」

LN	機関	国	論文	概要
1	MIT	米国	Developing Intelligent Space Systems: A Survey and Rubric for Future Missions	宇宙システムにおけるAI適用の方向性を調査し適用可能性検討のためのルーブリックを作成
2	Sannio Univ.	イタリア	Reinforcement learning in spacecraft control applications: Advances, prospects, and challenges	衛星・宇宙機の制御を行う強化学習ベースのアプローチを分析
3	Colorado Univ.	米国	DEEP ON-BOARD SCHEDULING FOR AUTONOMOUS ATTITUDE GUIDANCE OPERATIONS	深層強化学習による自律姿勢誘導技術を構築 高忠実度Simを含むMLパイプラインを開発 強化学習での先行技術である制約を満足するシールド学習を姿勢誘導に適用し、制約下で優れた性能の逐次決定モデルを作成
4	GomSpace	米国	On the Automation, Optimization, and In-Orbit Validation of Intelligent Satellite Constellation Operations	衛星が次にどのタスクを実行するか自動決定する最適アルゴリズムと自己学習を用いたSWベースの自動化ソリューションを構築
5	AFRL	米国	Trustworthy Reinforcement Learning for Decentralized Control of Satellites	分散的に要求される画像要求に対して強化学習によるポリシーを適用する ルールベースのポリシーと比較して運用計画を大幅に時間を短縮
6	Surrey Univ.	英国	Intelligent Spacecraft Visual GNC Architecture With the State-Of-the-Art AI Components for On-Orbit Manipulation	軌道上サービスを行う新たなAI対応ロボット技術を目指して、その途上の技術として、軌道上での操作のために従来のGNCシステムの対応する機能を置き換える、2つの最先端のAIモジュールを備えた新しいビジュアルGNCシステムを導入
7	Surrey Univ.	英国	Enhancing autonomous vision-based navigation in space with deep learning technologies	アクティブ・デブリ除去の技術の開発のため、ビジョンベースの航法誘導機能の開発

# ②姿勢制御系 AIを活用した誘導制御

## Developing Intelligent Space Systems: A Survey and Rubric for Future Missions(MIT)

### 概要

宇宙システムにおけるAI適用の方向性を調査し  
 適用可能性検討のためのルーブリックを作成  
 以下の観点で有望な研究テーマを評価

最先端に対する改善	精度, 品質, 完成度の観点で向上すること
出力の一貫性	要件をみだし, 予期しない出力を出さない
データセット入手性	高品質, 入手容易, 広く状況を包含するか
リスクベネフィット	誤出力時のミッションへの危険性の程度
説明可能性	得られた結果の説明がつくこと
宇宙空間での堅牢性	異常入力, 放射線に対して堅牢であること
リソース制約耐性	衛星上で予期される条件下で動作すること
人間の介入の有無	人間の介入の程度
計算コスト	許容電力, 時間, データで計算可能か
運用・統合複雑性	運用者が理解でき, 統合が容易であること
保守性	更新や保守が容易に行える
確率	数学的に安全性が証明できること

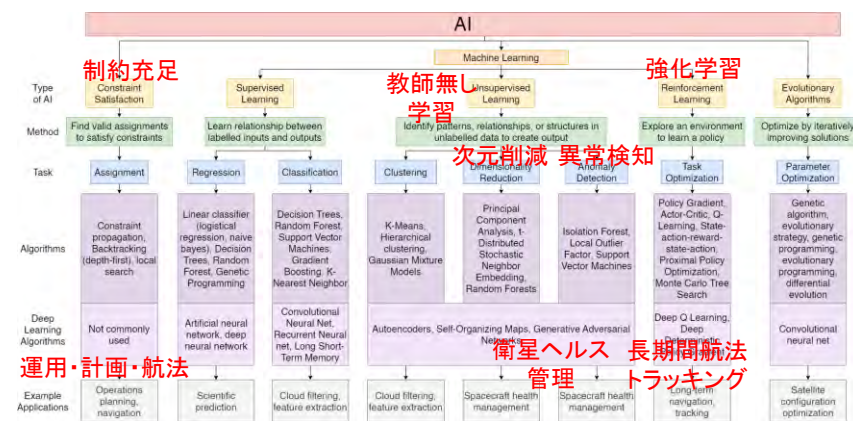


Figure 宇宙システム適用されるAIの分類

EO-1では制約充足による自律運用が実証[4]  
 Mars 2020 Roverではも  
 行動決定にPNASという  
 システムが適用

大量データによる教師  
 無し学習を用いた異常検  
 知

強化学習による意思決  
 定はローバーの経路生  
 成宇宙望遠鏡の指向追  
 従  
 に利用

M. Dahl, C. Page, K. Cahoy, and E. Gizzi, 'Developing Intelligent Space Systems: A Survey and Rubric for Future Missions', Small Satellite Conf. 2023, Salt Lake City.  
 D. T. Gregg Rabideau, 'Mission Operations of Earth Observing-1 with Onboard Autonomy', in 2nd IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology, Pasadena, 2006, pp. 367-373.

## ②姿勢制御系 AIを活用した誘導制御

## Reinforcement learning in spacecraft control applications: Advances, prospects, and challenges(Sannio, Italy)

### 概要

衛星・宇宙機の制御を行う強化学習ベースのアプローチを分析

アプリケーション	効果
重力天体への着陸誘導制御	様々な環境やシステムの幅広い範囲に対して着陸精度やロバスト性が提供可能
GTO/GEO遷移, 多体系, 深宇宙軌道設計	<ul style="list-style-type: none"> <li>・強化学習による高レベルの最適化が可能</li> <li>・逆強化学習により設計者の意図を組み込む強化学習機を構築可能</li> </ul>
姿勢制御系設計	センサ・アクチュエータ制約の基で姿勢安定化, 追従が可能 PIDベースより優れる(指向精度, ノイズ, 外乱等)
ランデブー, ドッキングの誘導・マヌーバ	シミュレータに厳密な環境を再現することが困難 誘導技術への強化学習適用が望ましい
コンステ軌道制御	分散的に位相制御を行うために適用される 軌道伝搬にもAI適用を行い計算コストを低減( $10^{-4}$ 倍)

M. Tipaldi, R. Iervolino, and P. R. Massenio, 'Reinforcement learning in spacecraft control applications: Advances, prospects, and challenges', *Annual Reviews in Control*, vol. 54, pp. 1–23, Jan. 2022, doi: [10.1016/j.arcontrol.2022.07.004](https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2022.07.004).



## ②姿勢制御系 AIを活用した誘導制御

## DEEP ON-BOARD SCHEDULING FOR AUTONOMOUS ATTITUDE GUIDANCE OPERATIONS (Boulder)

## 概要

深層強化学習による自律姿勢誘導技術を構築

高忠実度Simを含むMLパイプラインを開発

強化学習での先行技術である制約を満足するシールド学習を姿勢誘導に適用し、制約下で優れた性能の逐次決定モデルを作成、制約を自動的に回避できることで従来手法と比較して

- ・状態空間を削減
  - ・制約回避の運用をする必要がない
- 報酬の高いエージェントが実現される

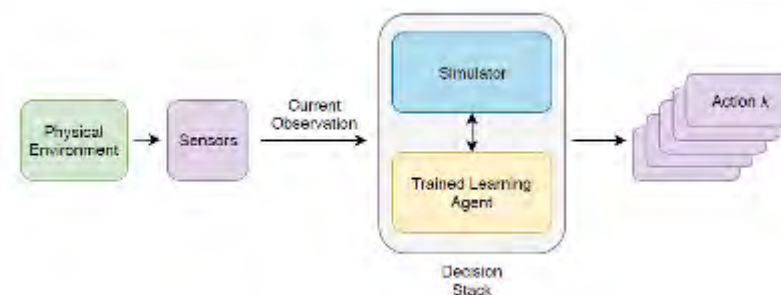


Figure E2Eの自律運用エージェントの学習パイプライン

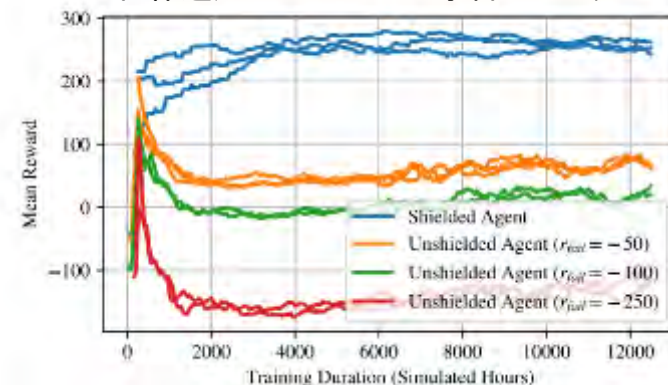


Figure 学習のプロファイル (報酬 = 地球指向精度の総和)

A. Harris and H. Schaub, 'Deep on-board scheduling for autonomous attitude guidance operations', AAS Guidance, Navigation and Control Conference, Breckenridge, CO, 2020.

## ②姿勢制御系 AIを活用した誘導制御

## On the Automation, Optimization, and In-Orbit Validation of Intelligent Satellite Constellation Operations(Saarland, GomSpace)

### 概要

衛星が次にどのタスクを実行するか自動決定する最適アルゴリズムと自己学習を用いたSWベースの自動化ソリューションを構築

このツールは以下を備える

- ・テレメに基づくバッテリーのAIモデル
- ・永続的なスケジュール(繰り返し計画する)
- ・衛星間リンクのスケジューリング
- ・動的プログラミングベースのアルゴリズム

GOMX-4で有効性が検証される

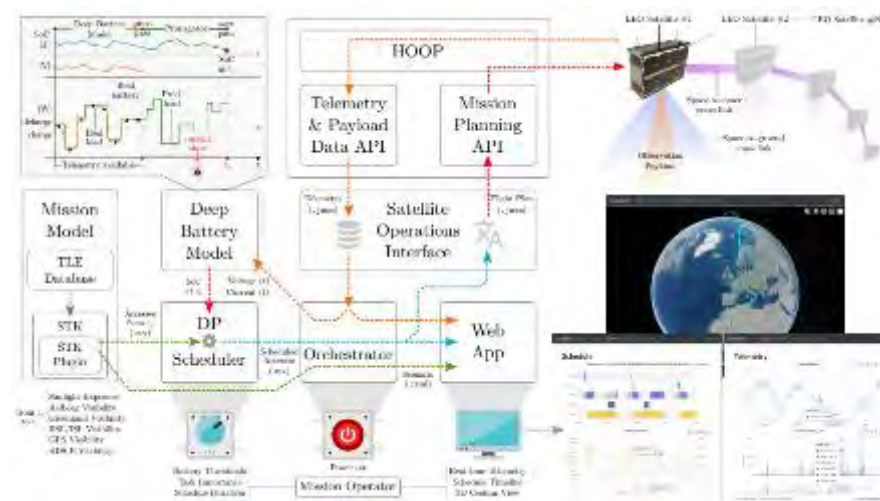


Figure 開発されたSWのコンステレーションへの適用例

G. Stock, J. A. Fraire, H. Hermanns, E. Cruz, A. Isaacs, and Z. Imbrosh, 'On the Automation, Optimization, and In-Orbit Validation of Intelligent Satellite Constellation Operations'. arXiv, Oct. 20, 2022. doi: [10.48550/arXiv.2210.11171](https://doi.org/10.48550/arXiv.2210.11171). (published in the Small Satellite Conference 2021)

## ②姿勢制御系 AIを活用した誘導制御

### Trustworthy Reinforcement Learning for Decentralized Control of Satellites (Boulder, AFRL)

#### 概要

- 分散的に要求される画像要求に対して強化学習によるポリシーを適用する
- ルールベースのポリシーと比較して運用計画を大幅に時間を短縮できることを示す
- シールド学習を用いて以下の各モードを選択するポリシーを作成
  - 太陽指向
  - アンローディング
  - 撮像
- ルールベースと性能は同等だが、シミュレーション環境と要件を満たすポリシーを自動で作成可能

Table ルールベースと強化学習ベースのポリシーの学習結果

Measurement Per Each of the 10 Satellites per Run	Aggregation Across 100 Runs	Rule-Based Policy	DRL Policy
Percentage of Safety MDP activations, across all action steps	Average: 0.0685 Std. Dev.: 0.1524	0	0
Computation time for the action policy, including Safety MDP processing	Average: 0.20 seconds Std. Dev.: 0.004 seconds	0.93 seconds	0.031 seconds
Total targets imaged	Average: 53.77 targets Std. Dev.: 5.34 targets	34.09 targets	5.26 targets
Total targets assigned after "greedy" multi-satellite collaboration algorithm	Average: 100.0 targets Std. Dev.: 36.43 targets		
Total targets able to be imaged based on imaging constraints	Average: 45.87 targets Std. Dev.: 10.11 targets		
Total targets after prioritization filter	Average: 40.19 targets Std. Dev.: 6.81 targets		
Computation time for "greedy" multi-satellite collaboration algorithm	Average: 4.93 seconds Std. Dev.: 1.69 seconds		
Computation time for remaining simulation	Average: 9.66 seconds Std. Dev.: 4.95 seconds		

V. Bajenaru, "Trustworthy Reinforcement Learning for Decentralized Control of Satellites." AAS Guidance, Navigation and Control Conference, 2023.

## ②姿勢制御系 VBN

### VBN調査結果

航法誘導制御技術の1つの技術であるVisual Based Navigationについて調査した結果について報告する。

#### 調査結果サマリ

- 日本においては少ないながらも研究グループ、開発企業があり、現時点においては一定の競争力を有する。
- 軌道上サービスといった新しいビジネス領域に対して海外を中心に新たなプレーヤーが登場し、競争が激化している。
- 海外では民間ビジネスを支援するプログラムが増えているため、国内においても政府による資金援助を行い、競争力維持が重要となる。
- 航法センサを開発する国内メーカーの育成が重要となる。

## ②姿勢制御系 VBN

ランデブ&ドッキングにおいては、ターゲットへの接近方法が重要になる。ISSのような協力物体の場合は、ターゲットとの通信によりターゲットの軌道情報を得て相対航法を行うが、非協力物体の場合は、ターゲットの軌道情報はTLEや地上SSA情報しか得られない場合も多く、複数の航法センサを組み合わせることでターゲットへランデブすることになる。以下に各レンジに用いられる航法センサを示す。このうち、数百km～数kmのレンジは主にカメラを用いた画像航法が利用される。

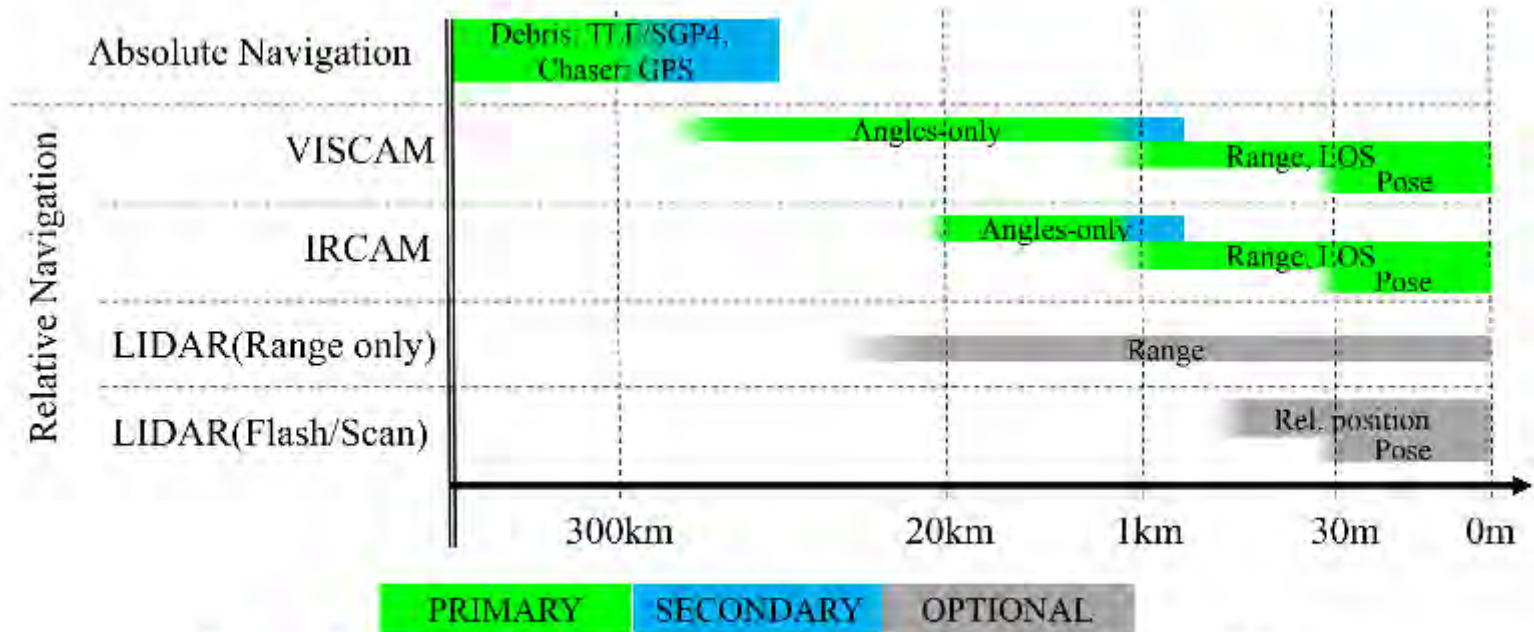


Figure 5. Navigation Sensor Usage Matrix for the Reference Mission

[https://www.researchgate.net/publication/262494918\\_NAVIGATION\\_AND\\_TRAJECTORY\\_DESIGN\\_FOR\\_JA\\_PANESE\\_ACTIVE\\_DEBRIS\\_REMOVAL\\_MISSION](https://www.researchgate.net/publication/262494918_NAVIGATION_AND_TRAJECTORY_DESIGN_FOR_JA_PANESE_ACTIVE_DEBRIS_REMOVAL_MISSION)

## ②姿勢制御系 VBN

VBNの研究開発は国内外で精力的に行われている。海外では、Stanford大のD'Amico教授のグループにおいて畳み込みニューラルネットワーク（CNN）を利用した画像航法の研究開発が進められている\*2。一方、日本においてもJAXAの山元氏によるCRD2プログラムによる研究開発が進められている。研究開発成果は、ADRAS-Jで軌道上実証予定である。

その他、いくつかAI×VBN技術の研究についても調査結果を示す。

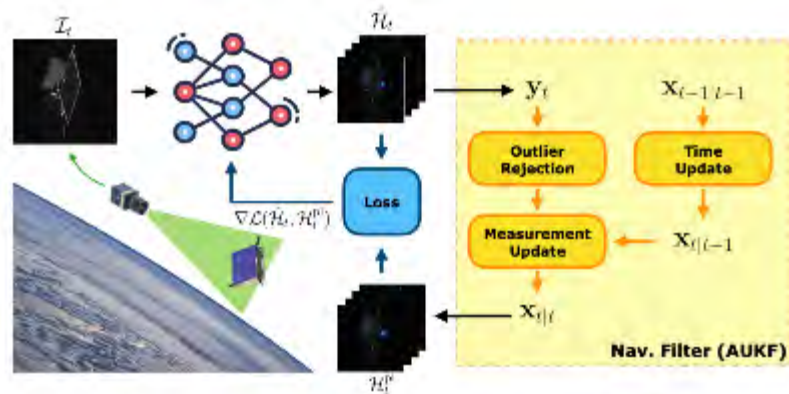
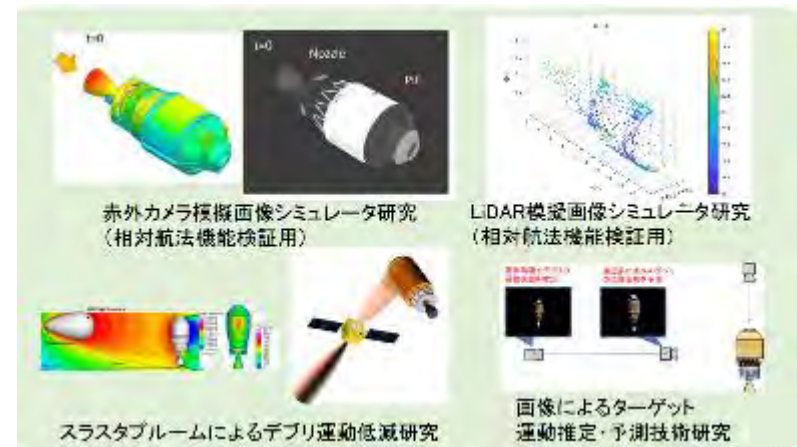


Fig. 3 A schematic of SPNv3 operating with on-line retraining.

[https://slab.stanford.edu/sites/g/files/sbiybj25201/files/media/file/rpokit\\_scitech\\_2024\\_v3\\_0.pdf](https://slab.stanford.edu/sites/g/files/sbiybj25201/files/media/file/rpokit_scitech_2024_v3_0.pdf)



[https://www.mext.go.jp/content/20211213-mxt\\_uchukai01-000019493\\_2.pdf](https://www.mext.go.jp/content/20211213-mxt_uchukai01-000019493_2.pdf)

## ②姿勢制御系 VBN

### Intelligent Spacecraft Visual GNC Architecture With the State-Of-the-Art AI Components for On-Orbit Manipulation

#### 概要

- 軌道上サービスを行う新たなAI対応ロボット技術を目指して、その途上の技術として、軌道上での操作のために従来のGNCシステムの対応する機能を置き換える、2つの最先端のAIモジュールを備えた新しいビジュアルGNCシステムを導入
- AIの構成要素：
  - ディープラーニング(DL)に基づく姿勢推定アルゴリズム。目標のダイナミクスや状態に関する事前情報を必要とせず、事前に訓練されたニューラルネットワークを使用して、2次元画像から目標の姿勢を推定することができる。
  - 宇宙ロボットのマニピュレータ軌道を、確率論的モデル化を用いてモデル化・制御する技術であり、船上での複雑な軌道最適化を回避するために、未知の状況への再現を行う。また、ロボットアームの運動により宇宙船に誘起される姿勢外乱を最小化する

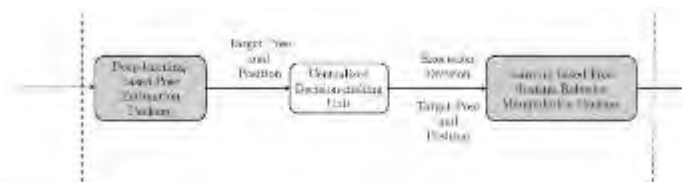


FIGURE 10 | The Intelligent Spacecraft Visual GNC Architecture (AI) packages are completed through a decision-making block which can use a conventional mathematics algorithm as a solution.

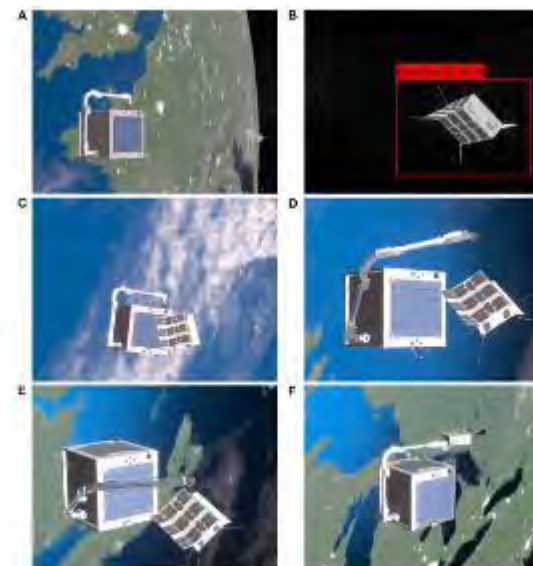


FIGURE 11 | The simulation of the intelligent orbit guidance, navigation, and control (AI) operations: (A) the starting position of the simulation; (B) target identification and continuous pose estimation of the target within the camera array range; (C) the approaching with the pass orbit and attitude control to an ideal manipulation-ready state; (D) initiate the planned optimized trajectory to dock the end effector to the on-orbiting target; (E) the end effector arrival, the docked, locked and executing docking and separation; (F) plan and move the target to orbit in the existing. The simulation is developed in the data in the DeepSpace with a 3D model of the position of the service spacecraft and the target robot and trajectory points with kinematic and atmospheric disturbance readings in the real engine.

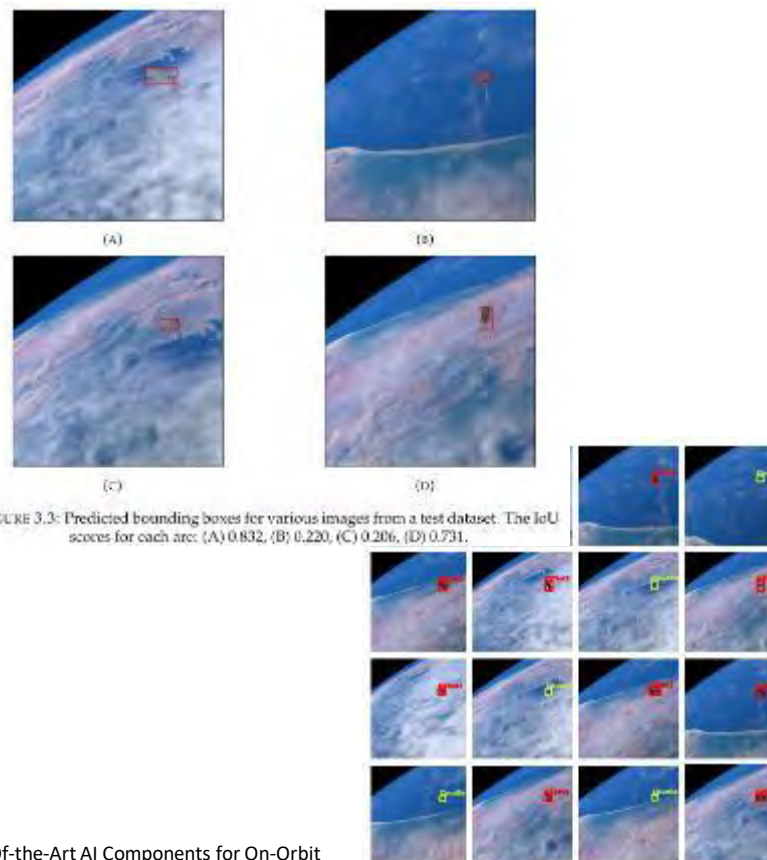
Hao, Z., Shyam, R. B. A., Rathinam, A., & Gao, Y. (2021). Intelligent Spacecraft Visual GNC Architecture With the State-Of-the-Art AI Components for On-Orbit Manipulation. *Frontiers in Robotics and AI*, 8(June), 1–15. <https://doi.org/10.3389/frobt.2021.639327>

## ②姿勢制御系 VBN

### Enhancing autonomous vision-based navigation in space with deep learning technologies

#### 概要

- アクティブ・デブリ除去の技術の開発のため、ビジョンベースの航法誘導機能の開発
- ディープラーニングモデルを学習するためのラベル付き画像データセットを生成するシミュレーションフレームワークを構築
- 畳み込みニューラルネットワークに基づく、未知で非協力的なデブリ物体の姿勢進化を決定するためのアプローチを提案
  - 視覚センサーデータから本質的に有用な特徴を検出・追跡し、そこから回転状態を推測する。このアプローチは、適応された外れ値除去アルゴリズムを含む、完全にエンドツーエンドの学習が可能であり、簡単な微調整と異なる状況への適用を可能にする
  - カメラからの深度分析やターゲット識別なども実施



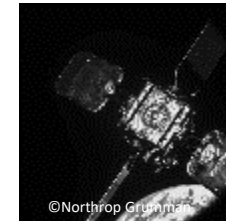
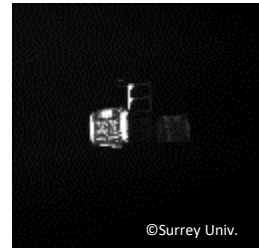
Hao, Z., Shyam, R. B. A., Rathinam, A., & Gao, Y. (2021). Intelligent Spacecraft Visual GNC Architecture With the State-Of-the-Art AI Components for On-Orbit Manipulation. *Frontiers in Robotics and AI*, 8(June), 1–15. <https://doi.org/10.3389/frobt.2021.639327>



## ②姿勢制御系 VBN

### 軌道上サービス

国内外における、軌道上サービスを示す。海外では、Surry Univ.によるRemoveDebris衛星による軌道上実証や、Northrop GrummanによるMEVの例がある。一方で、日本においてもアストロスケールのElsa-dによる軌道上実証が行われた。また、今後も継続的に軌道上実証が予定されている。軌道上サービスにおいては技術実証の過渡期間であり、市場の大勢が決まるのはまだ先であると考えられる。



No	プログラム名	機関/メーカ	打上げ年
1	RemoveDebris	Surry Univ.	2018年
2	Elsa-d	アストロスケール	2021年
3	MEV-1/2	Northrop Grumman	2019年/2020年
4	ADRAS-J	JAXA/アストロスケール	2024年予定
5	OSAM-1	NASA	2025年予定
6	ClearSpace	ESA	2026年予定

<https://www.nasa.gov/mission/on-orbit-servicing-assembly-and-manufacturing-1/>

<https://www.northropgrumman.com/space/space-logistics-services>

<https://clearspace.today/>

<https://www.kenkai.jaxa.jp/crd2/project/>

<https://astroscale.com/ja/>

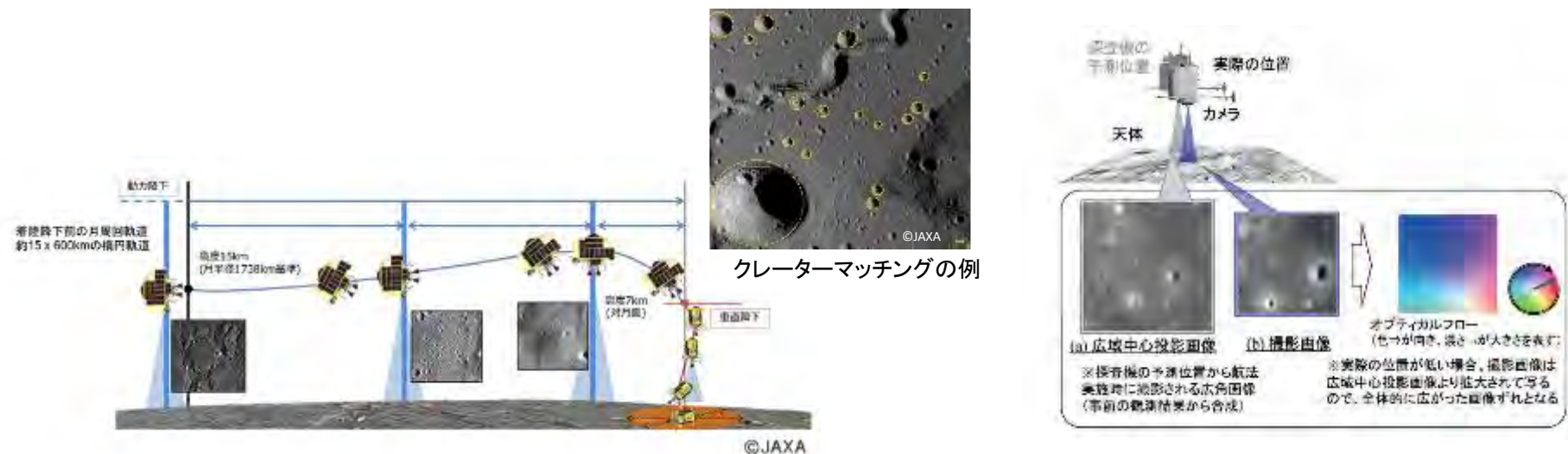
<https://www.eoportal.org/satellite-missions/removedebris#net-demonstration>

[https://issfd.org/ISSFD\\_2014/ISSFD24\\_Paper\\_S9-5\\_yamamoto.pdf](https://issfd.org/ISSFD_2014/ISSFD24_Paper_S9-5_yamamoto.pdf)

## ②姿勢制御系 VBN

### 月着陸機における画像航法

- SLIMでは画像航法を用いたピンポイント着陸を実現する。動力降下中に3回の画像照合を実施し、クレーターマッチングによる軌道位置の推定を行う。SLIMの画像航法はJAXA/ISASにおいて研究開発したものを搭載している。
- 将来の月探査においては月極域が注目されているが、月極域では大部分が陰に覆われている影響で検出できるクレーターの数が大幅に減少することが課題としてあげられる。
- また、高度計の性能向上が課題であり、使用レンジの広範囲化が重要である。また、機器の特性をしっかりと把握したうえで適切な誘導航法機能を開発することが重要と考える。



## ②姿勢制御系 フォーメーションフライト

### フォーメーションフライト技術

フォーメーションフライトの利用例としては、SIGINTが挙げられる。海外におけるSIGINT衛星の情報を次頁に示す。いずれも3機以上のフォーメーションフライトにより、電波源を収集するミッションとなる。

SIGINTミッションの場合、位置決定精度と高度保持精度が重要な要素となる。軌道決定値を元にオフラインにて電波源を算出するため、位置決定精度がミッション性能に効いてくるためである。また、高度差があると位相差が生じるため、フォーメーションフライトの隊形維持のためには高度保持精度が重要になる。いずれも海外での実績はあるが、国内においては例がなく、今後実証機会を持つことが必要になると考える。

## ②姿勢制御系 フォーメーションフライト

## 他衛星の情報 (SIGINT衛星のサマリ)

衛星名	Tselina-2	Lotos-S1	ESSAIM	ELISA	CERES	Yaogan30	Yaogan32
国名	ロシア	ロシア	フランス	フランス	フランス	中国	中国
ミッション	SIGINT	SIGINT	SIGINT	ELINT	SIGINT	SIGINT(推測)	SIGINT(推測)
概観	 ©Yuzhnoye	 ©KB Arsenal	 ©Astrium	 ©CNES	 ©DGA	 ©CCTV	 ©CCTV
オペレータ	-	-	DGA	DGA	DGA	-	-
コントラクタ	バス : Yuzhnoye ペイロード : TsNIRTI Minradioprom	バス : TsSKB- Progress ペイロード : KB Arsenal	Astrium	EADS Astrium	プライム : Airbus Defence and Space バス : Thales Alenia Space	Chinese Academy of Sciences' (CAS) Small Satellite Center	-
衛星軌道 /軌道傾斜角	850×850 km/ 71.0° (typical)	901 km × 910 km, 67.15° (#4)	-/-	-/-	670×670km/ 75°	592×601 km/35°	689×704 km/ 98.27° 681×698 km/ 98.28°
衛星サイズ/重量	-/3200kg	-/-	-/120kg	-/120kg	-/446kg	-	-
衛星数 /打上年	24基 /1984~2007年	3基/2014,17, 18,21,22年 (以降3基計画)	4基/2004年	4基 /2011年	(3基/ 2021年11月打上)	27基 (3×9) /2017~21年	4基 /2018, 21年
寿命	1年	-	3年	-	8年	-	-
アンテナタイプ: 周波数/覆域	-	-	-	-	-	-	-
位置標定精度	-	-	-	-	-	-	-

## ②姿勢制御系 フォーメーションフライト

### HawkEye 360情報

#### <サマリ>

- ✓ 最初の3基（クラスタ1）に加えクラスタ2～5を打上げ済み
- ✓ 2022年中にさらにクラスタ6を打上げ予定。
- ✓ FCCより15基（5クラスタ）のライセンスを得ており、この基数が当面維持される予定（クラスタ1は試験衛星で別ライセンス）
- ✓ 打上げ毎に取得できる周波数が増える等、改良がくわえられている。
- ✓ また、ソリューションサービスを急速に拡大している。

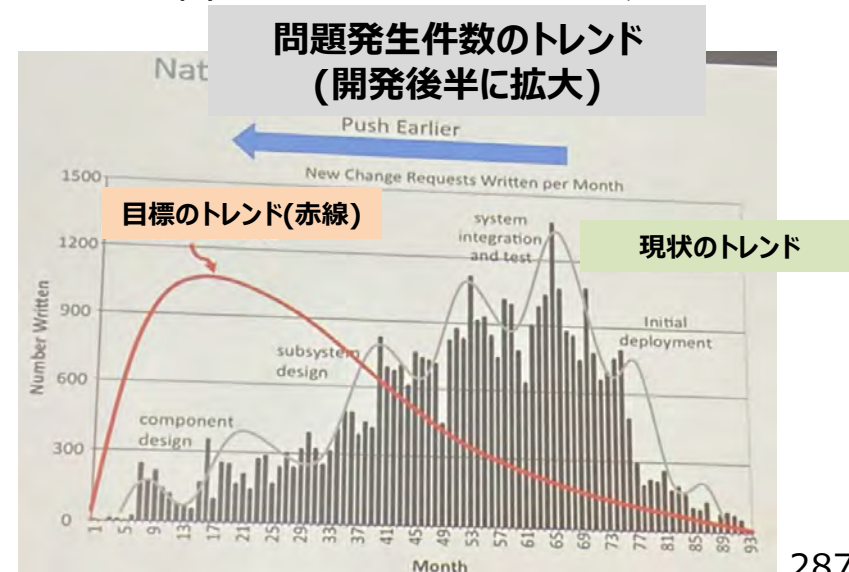
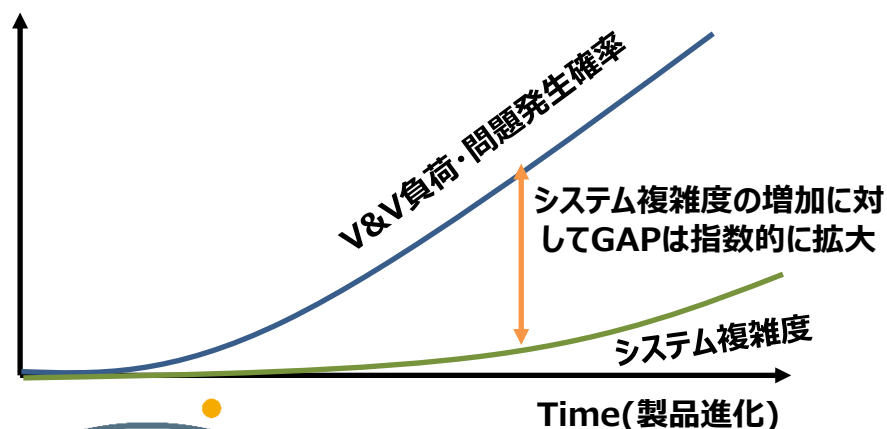


## ③V&amp;V

## GNC V&amp;V Seminar

- 欧米を中心とし、産官学が連携したAOCSの進展を検討する枠組みが存在
- システム複雑度が増加するに従い指数的に増加するV&V(問題顕在化)の改善に取り組む

- 2020年9月：近未来のミッションを可能にするために、従来のアプローチに比してより高度なAOCSへの移行の課題を検討する一連のセミナーを開始
  - ✓ 約470の登録者、42のセミナーを実施済み(参照：<https://indico.esa.int/event/350>)
  - ✓ 2021年4月/5月には、Virtual Workshopを実施  
[構成比率] Agency(32%), Academia(31%), Industry(37%)  
ESA関連国(84%), 米国(16%)
  - ✓ 活動支援：ESA, NASA, CNES, DLR, ISAE, JONS HOPKINS, ONERA
- 直近は、システムの複雑性が増すにつれて拡大しているV&Vの課題への対処が主な焦点



## ③V&amp;V

## GNC V&amp;V Seminar

## ◆ 直近の目標

1. ミッションにおけるAOCS/GNC V&Vの重要性に対する認識と認知度を高める
2. ベンチマークケースを開発、コミュニティで新たなV&V手法の実証に用いることで研究開発を推進する
3. 横断的な思考と知識を強化するための研修、教育プログラムを開発する

- White Paperを作成(2023.7末発行予定)、ステークホルダに広める
- セミナーを継続するとともに、より多くのベンチマークケースを準備する
- コンペティション等を通じて、コミュニティがベンチマークケースを使用することを支援する

- セッション内容(参考)

- 活動紹介に続き、パネルディスカッション、参加者参加型アンケート等のインタラクティブなやり取りを実施

## (アンケート例)

- ✓ QCDのQを満たすことを前提にコスト、納期を削減するために集中すべきか

⇒ (コスト)要求工学・予算とアビオニクスで50%, (納期)同左(58%)

- ✓ どのくらいベンチマークケースがコミュニティに役立つか ⇒ とても役に立つ(71%)

- ✓ 政府/産業界がプロセスにツールを適用するために最も重要な要素は何か

⇒ ドキュメント、ユースケース/例(58%)

- ✓ AI/MLがV&Vに役立つと思うか ⇒ Yes(47%), Maybe(46%)

要求とコストのバランスが求められる

期待度は高い

肯定的・懐疑的が半数ずつ

## ③V&amp;V

## (参考) ESA Technology Harmonisation Dossier

## ◆ Technology Harmonisation

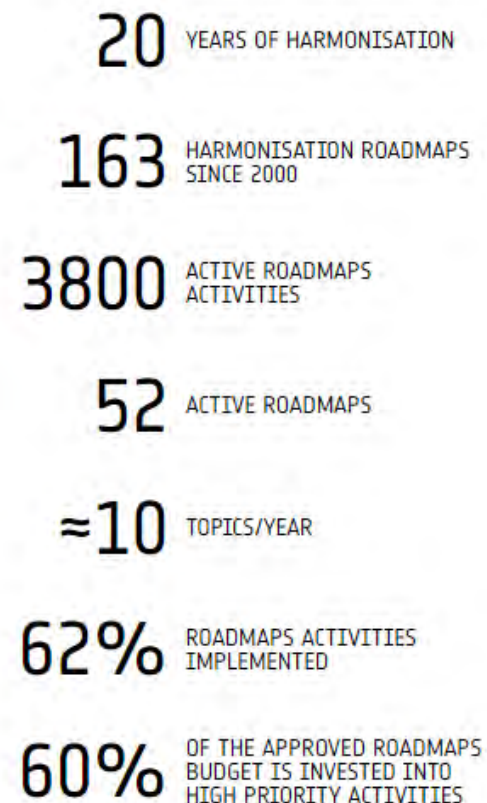
欧州宇宙分野において、より協調的な研究開発活動を実現し、欧州産業の世界的競争力を支え、将来の宇宙ミッションの成功を確実にする手段として、強力な技術基盤を確立するためのプロセス。これには、ESA等の官、企業等のステークホルダ間の協議、合意のプロセスを通じて、研究開発の現状とニーズを構築し、協調的なEuropean Space Technology Roadmaps/European Space Technology Master Planを作成することが含まれる。

## ◆ 2023年改定の準備：AOCSにおけるToC\*1の主要要素

1. センサ・アクチュエータ(2020年版の再検討)
2. 制御技術
3. 推定・誘導技術
4. 航法・最適化技術
5. オンボード判断・自律化
6. AOCS/GNCアーキテクチャ
7. AOCS/GNC V&V(モデリング含む)

欧州が考えている技術/産業進展に必要な主要分野

\*1)Theory Of Constraints





## ④センサ・アクチュエータ

## ➤ LIDAR調査結果

property	RVS3000	RVS3000-3D	RVS3000-X (L)
<b>general functionality</b>			
use case	cooperative targets	non-cooperative targets	cooperative <i>and</i> non-cooperative targets, landing application
function	retro tracking JEM-A /JEM-B	6D pose	point cloud <i>and/or</i> 6D pose / hazard detection
<b>hardware differences and rationale</b>			
IPB (image proc. board)	no IPB	with IPB	without or with IPB
housing thickness		~3 mm	~3 ... 5 mm
rationale	original design	rad. improved, IPB	radiation improved, structural improved
environment	LEO	LEO / GEO	LEO / GEO
<b>laser</b>			
laser [avg. power]	1 laser level	2 discrete laser levels	7 discrete laser levels
power level(s)	< 10 mW	< 10 mW / up to 350 mW	up to 350 mW
<b>data interface</b>			
interface	MIL	Spacewire / MIL*	Spacewire / MIL
<b>qualification status &amp; production</b>			
development status	finished	finished	ongoing
qualification status	TRL 9	TRL 9 / TRL 8 ongoing**	TRL 8 ongoing**
<b>scan parameters</b>			
field of view	40° x 40° ... 1° x 1°	40° x 40° ... 1° x 1°	40° x 40° ... 1° x 1°
<b>operating range - cooperative targets (e.g. retro reflectors) / non-cooperative targets*</b>			
range min;	< 1m / -;	- / < 1m;	< 1m / < 1m;
range max	> 2000 m (3000 m) / -	- / > 1000 m	> (3000 m) / > 1000 m
<b>single shot accuracy &amp; precision</b>			
range noise (3Sigma)	0.02 m at close range	0.02 m at close range	0.02 m at close range
increasing with range			
range bias	< 0.02 m at close range	< 0.02 m at close range	< 0.02 m at close range
increasing with range			
line-of-sight noise (3 Sigma)	< 0.01 deg	< 0.01 deg	< 0.01 deg
line-of-sight bias	< 0.1 deg	< 0.1 deg	< 0.1 deg
<b>obj. level acc. &amp; prec., POSE estimation (processed information) depends strongly on target geometry</b>			
XYZ noise	< 0.01 cm close range	< 0.02 cm at close range	*point cloud, retro-tracking, 6DPOSE
XYZ bias	< 0.02 cm at close range	< 0.02 cm at close range	
attitude noise (Roll, Pitch, Yaw) (3sigma)	< 0.01 for line-of-sight	< 0.5-1 deg at close range	*hazard detection algorithms to be implemented
attitude bias (Roll, Pitch, Yaw)	< 0.5 at close range	< 0.5 at close range	
<b>power consumption (scan mode @28V), incl. internal heaters</b>			
voltage	28 V	36 V	24 - 32 V
nom. power	62 W	75 W	57/63 W ***
max. power	108 W	121 W	90/97 W ***
<b>mechanical interface</b>			
mass	12,4 kg	13,9 kg	13,6/13,8/15,1/15,3 kg ***
dimensions	342 x 267 x 215 mm <sup>3</sup>	342 x 267 x 215 mm <sup>3</sup>	342 x 267 x 215 mm <sup>3</sup> 350 x 275 x 220 mm <sup>3</sup>
<b>legend &amp; remarks</b>			
() expected with adaption of operation parameters & related verification; *depending on optical properties of the target; ** depending on configuration; *** depending on configuration & use of IPB			

LIDARの調査結果を示す。ISSのようなリフレクタを有する協調ターゲットにおいてはRVS3000が用いられていたが、リフレクタ非搭載のターゲットへのランデブに用いられるLIDARも使用され始めている。

## ○RVS 3000:

- リフレクタを捕捉し、リフレクタに対するRange/LOS角を測定する。
- Range/LOS角は、ターゲットとの"相対位置(X/Y/Z)"と等価である。

## ○RVS3000-3D

- ターゲットの3次元情報を計測し、対象物に対する相対位置(X/Y/Z)/相対姿勢(R/P/Y)を測定する。
- 相対姿勢も計測可能であり、ドッキングミッションの近距離センサとしても適用可能である。
- MEVで軌道上実績有。






## ○RVS3000-X

- RVS3000-3Dと同様、対象物に対する相対位置(X/Y/Z)/相対姿勢(R/P/Y)を測定する。
- RVS3000-3Dの後継機で主にはSWがアップデート予定。
- 現在、Gatewayミッション向けにロッキード/NASAと共同開発中。

## ④ センサ・アクチュエータ

## ▶ 航法カメラ調査結果

- 航法カメラの調査結果を示す。JOP社のAstro Headはノースロップ社の軌道上サービスに搭載実績がある。明星電気社、Sodern社は現在開発を進めている。いずれも画像が出力となるため、航法機能は計算機側で実装する必要がある。

項目	ASTROHED HEAD N	CAMW	AURICAM
製造メーカー	Jena Optronik(ドイツ)	明星電気(日本)	Sodern(フランス)
主鏡口径	Φ40mm	Φ25mm	Φ3.1~7.1mm
焦点距離	30.5mm	10.13mm	25mm
解像度	1024 × 1024 pixels	1024 × 1024 pixels	2048 × 2048 pixels
視野角	19.5 deg	30 deg	35 deg(対角視野角)
質量	1200g	503g	450g
電力	1W程度	スタンバイ電力：3.4W 撮像時電力：3.6W	2W
サイズ	140 × 140 × 234mm <sup>3</sup>	107 × 85.5 × 75.4mm <sup>3</sup>	160 × 70 × 65mm <sup>3</sup>
外観		 <small>(視野垂直方向)</small>	

## ④センサ・アクチュエータ

## ➤ Lunar Pathfinder搭載GNSS Receiverについて

- Lunar Pathfinderは通信サービスを提供する実証衛星だが、測位関連の実証機器（GNSS ReceiverおよびRetroreflector）を搭載している。
- SpacePNT社が開発中のGNSS受信機と、MDA社が開発中のGNSSアンテナ。
- GPSとGalileo衛星の2つのバンド（L1/E1およびL5/E5a）で15dBHzの信号を取得し追跡することができるようになる予定で、軌道決定精度は41mを達成する。



**High-sensitive  
GNSS Receiver**

Parameter	Value
Acquisition sensitivity	15dBHz
Tracking sensitivity	15dBHz
3D Position accuracy	< 100m RMS
3D Velocity accuracy	< 0.1 m/s RMS
Mass	1.3 Kg
Size	24x12x7cm
Power	< 12W



**High-gain  
GNSS Antenna**

Parameter	Value
L1 boresight gain	15 dBi
L5 boresight gain	12 dBi
Polarization	RHCP
Mass	~2Kg
Size	26*26*28cm

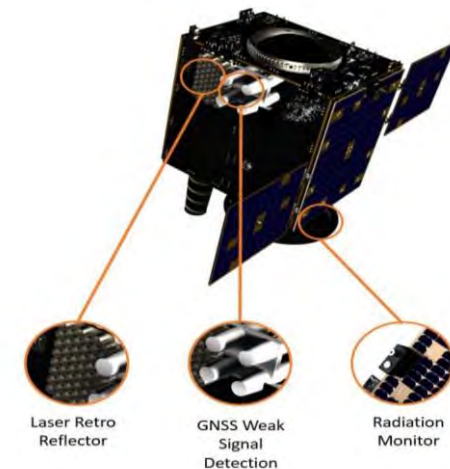








Fig. 8. Lunar Pathfinder Hosted Payloads

## ④ センサ・アクチュエータ

## ▶ GPSR調査結果

- GPSRの調査結果を示す。GPSRは2周波対応の高精度GPSRからコンステレーション、小型衛星向けの廉価版GPSRまで広いラインナップが出てきている。
- 従来型のGPSRでは<10mが主だったが、<1mを下回る決定精度のものも出てきてる。
- また近年のトレンドとしては、計算機に統合化された一体型のものが増えてきており、リソースの集約が図られている。

LN	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Vendor	株式会社 防衛研究所	SSTL	RUAG	Newspace	Airbus	MOOG	RUAG	RUAG	RUAG
Products	Fireant	SGR-Axio	Constellation GNSS Receiver	NGPS-08-422	Amethyst	NAV-SBR-S	LEORIX		Smallest GNSS Receiver
									
Performance									
Frequencies & signals	GPS, GLONASS, QZSS	GPS L1 C/A Code GLONASS G1 (option) Galileo E1 (option) GPS L2C (Option)	Navigation solution based on GPS & Galileo Constellations o Position o Velocity o Time	L1 (1575.42 MHz)	L1 C/A	L1 C/A	L1 C/A, L2C-M, L2C-L	L1 C/A or L1B / L1C	L1, E1
Position Accuracy	<10m (CEP) (3σ値) 標値で26m)		Better than 3.5m RMS accuracy Better than 0.1 m/s RMS 3D velocity accuracy	Position: <10 m (Velocity: <25 cm/s)	10m	<10m RMS (real time) <3m RMS (filtered)	<1m RMS	<3.5m RMS	<3.5m RMS
Physical characteristics									
Size	86 x 56 x 21 mm	160 x 180 x 50 mm	3U 100 x 160 mm	96 mm x 91 mm x 18 mm	110x240x170mm	191x68x134mm	280x240x81mm		100x100x160mm
Mass	<43g	1 kg	225 g incl. frame	<130 g	3.5kg	2.8kg	3kg	5.5kg	0.225kg

## ④センサ・アクチュエータ

- STTの調査結果を示す。JOP社、Sodern社共に次世代STTの開発を進めている。また、コンステレーション向けの小型タイプのSTTも開発している。こちらは、姿勢決定処理を外部計算機に移すことでリソースを有効活用、小型化を実現している。

		JOP社			Sodern社		
		現行機	次世代機	小型機	現行機	次世代機	小型機
		ASTRO-APS [1]	ASTRO-APS3 [2]	ASTRO-CL [3]	Hydra [4]	Hours [5]	Auriga V2
外観図							
サイズ[mm]		154 × 154 × 237	140 × 140 × 230	60 × 60 × 104	166 × 160 × 283(OH) 170 × 146 × 103(EU)	141 × 141 × 250	66 × 56 × 94
重量[kg]		2.3	1.6	0.28	1.4(OH) 1.8(EU)	1.6	0.21
精度	ランダム誤差 [arcsec] (3σ、LSFE、HFSE、 TE含む)	XY/Z: 4.3/26	XY/Z: 2.4/20	XY/Z: 6/24			
	LSFE[arcsec](3σ)	XYZ:5			XY/Z:0.6/4.6	XY/Z:0.8/5.8	XY/Z:9/51
	HSFE[arcsec](3σ)				XY/Z:3.4/27	XY/Z:3.5/25	XY/Z:6.6/37
	TE[arcsec/°C](3σ)				XYZ:0.055	XYZ:0.055	XYZ:1.0

※OH: Optical Head, EU: Electronic Unit

※LSFE: Low Frequency Spatial Error, HSFE: High Frequency Spatial Error, TE: Thermo-elastic Error

※出典[1][https://jena-optronik.de/products/star-sensors/astro-aps.html?file=tl\\_files/pdf/Data%20Sheet%20ASTRO%20APS.pdf](https://jena-optronik.de/products/star-sensors/astro-aps.html?file=tl_files/pdf/Data%20Sheet%20ASTRO%20APS.pdf)

<https://artes.esa.int/projects/astro-aps-star-tracker-qualification>

[2]<https://www.jena-optronik.de/products/star-sensors/astro-aps3.html>

[3][https://jena-optronik.de/products/star-sensors/astro-cl.html?file=tl\\_files/pdf/Data%20Sheet%20ASTRO%20CL%20Star%20Tracker.pdf](https://jena-optronik.de/products/star-sensors/astro-cl.html?file=tl_files/pdf/Data%20Sheet%20ASTRO%20CL%20Star%20Tracker.pdf)


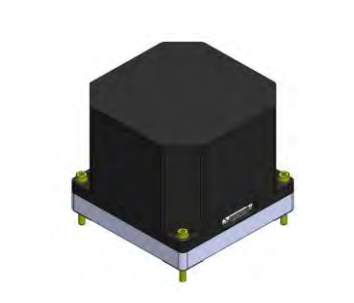

[4][http://www.sodern.com/website/docs\\_wsw/RUB\\_316/tile\\_689/\\_Hydra.pdf](http://www.sodern.com/website/docs_wsw/RUB_316/tile_689/_Hydra.pdf)

[5]<https://sodern.com/wp-content/uploads/2023/01/2023-01-1-Datasheet-Horus.pdf>

[6]<https://sodern.com/wp-content/uploads/2021/11/Auriga-CP.pdf>

## ④ センサ・アクチュエータ

- ジャイロの調査結果を示す。日本ではMPCのTDG式IRUが主流だが、FOGやRLGタイプのジャイロも使用が進められている。特に、IxblueはCOTSを用いた小型低価格FOGを開発を進めている。また、MEMSの活用も研究開発が進められているが、精度、信頼度の観点で課題がある状況である。

				
種類	TDG(機械式)	FOG(非機械式)	RLG(非機械式)	MEMS(非機械式)
メーカー(所在地)	MPC(日本)	iXblue(フランス)	Honeywell(アメリカ合衆国)	SENSOROR(ノルウェー)
型	Type III C	Astrix NS	MIMU Block 3.2	STIM202
バイアス安定度[° /h]	0.006° /h 以下	0.02° /h 以下	0.02° /h以下	0.4° /h以下
データ通信方式	RS422	RS422 / RS485	1553B/RS422	RS422
構成	2軸検出ジャイロ×3軸配置	3軸検出	3軸検出	3軸検出
質量[kg/台]	7	1.5	4.7	0.055
寿命[年]	15	15	15	7
機械的インタフェース	218×208×179 mm	100 x 100 x 100 mm	φ 238.8×160mm	39×45×20mm

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

##### 3.3.2.1 誘導制御系技術調査

##### 3.3.2.2 強み・弱み分析

##### 3.3.2.3 戦略・研究開発計画の検討

#### 3.3.3 電源系技術

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要な技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

		姿勢・軌道制御系	V&V	センサ・アクチュエータ
世界の動向		<p><b>ミッション高度化に伴い複雑化が進む</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>➤ 運用負荷低減、応答性向上のための自律化</li> <li>➤ 軌道上サービス、探査等に活用される画像航法</li> <li>➤ 上記実現のためのAI/MLの活用</li> </ul>	<p>姿勢・軌道制御系の特性に加え、複雑化の影響もあり、<b>設計とV&amp;Vの負荷比率が2:8</b>となっており、V&amp;Vの改善が急務 ⇒ 欧米がともに参加したV&amp;V Seminarによる業界横断で対策検討</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 小型軽量化等に加え、軌道上サービスのような<b>複雑なシーケンスの実現をサポートする機能付加</b>が見受けられる。</li> <li>✓ CubeSAT中心にセンサ・アクチュエータ・計算機の統合化が進む。</li> </ul>
	日本の現状	強み	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ ETS-VII、HTVでのランデブードッキング、はやぶさ、はやぶさ2での自律的な航法誘導システム等自動的な<b>(Automation)</b>姿勢・制御システムの実績を多数保有。</li> <li>✓ CRD-2のRPO技術、SLIM等での画像航法等、次の最新技術の開発も進んでいる。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ MBDは広く普及しており、MBDを活用したV&amp;Vの効率化は進められている。</li> <li>✓ 姿勢系評価に必要な各種ループテストはJAXA標準等で体系化されている。</li> </ul>
弱み		<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 多数機打ち上げ/運用に対応した<b>Autonomy</b>に関しては、遅れている状況。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 検証パターンが膨大となる画像航法や新しいAI/ML等に対する検証方針が、PJ/衛星開発各社に任せられている。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 海外が進める小型化・大量生産化の流れには遅れている状況。(IRUのFOG/MEMS化等)</li> <li>✓ センサのシーケンスサポート等のインテリジェント化の流れは見受けられない。</li> <li>✓ スタートラッカー、太陽センサは国産開発品はあるものの、海外ベンダと比較してQCDに課題。</li> <li>✓ Cubesat向け統合姿勢制御器は、開発中であり、普及が進む海外からは遅れ。</li> </ul>
		<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 画像航法やAI/ML等に十分な性能を持つ、汎用的な宇宙用高性能計算機開発に遅れ。(汎用性は、アプリケーション開発だけでなく、検証においても専用装置の必要性の有無という観点で重要)</li> <li>✓ AI/MLに精通した宇宙分野の技術者の不足</li> </ul>		



## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

##### 3.3.2.1 誘導制御系技術調査

##### 3.3.2.2 強み・弱み分析

##### 3.3.2.3 戦略・研究開発計画の検討

#### 3.3.3 電源系技術

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

日本の  
現状

## 姿勢・軌道制御系

- ✓ 多くの誘導制御実績に加え、CRD-2でのRPO、SLIMの画像航法等、最新技術開発を進めている(強み)
- ✓ 多数機運用/運用に対応した自律化は遅れ(弱み)
- ✓ 汎用的な宇宙用高性能計算機は遅れ(弱み)
- ✓ AI/MLに精通した宇宙分野の技術者不足(弱み)

## V&amp;V

- ✓ MBD含めたV&Vの効率化は実施(強み)
- ✓ 自律化・画像航法・AI/ML等で複雑性が増加する中、日本としての体系的なV&Vへの取組が少ない。(弱み)
- ✓ 汎用的な宇宙用高性能計算機は遅れ(弱み)
- ✓ AI/MLに精通した宇宙分野の技術者不足(弱み)

## V&amp;V

- ✓ IRU/RWの実績(強み)
- ✓ 海外が進める小型化・大量生産化の流れには遅れている状況。(弱み)
- ✓ センサのシーケンスサポート等のインテリジェント化の流れは見受けられない。(弱み)
- ✓ スタートラッカー、太陽センサは国産開発品はあるものの、海外ベンダと比較してQCDに課題。(弱み)
- ✓ Cubesat向け統合姿勢制御器は、開発中であり、普及が進む海外からは遅れ。(弱み)

開発  
計画案

## ① 技術普及までの継続した開発・事業サポート

我が国では、世界初・世界最高性能等の技術開発に成功したものの、その後の普及・事業化がうまくいかず、世界の後塵を拝する技術が多い。現在、世界有意の競争力を持つRPO/画像航法等の誘導制御技術に関して、今後競争が激化する中で優位性を保つためには、継続した開発・事業サポートが必要と考えられる。

## ② V&amp;V Seminar等の活用

欧米においても、1企業の力のみでV&Vをやり切ることが困難になってきている現状を考慮すると、日本においても、V&V Seminar等を有効活用できる体制を整えるべきである。その際、日本国内の意見集約や参加して収集したSeminarの情報の展開等を行うWG等を設立する形が効果的と考えられる。

なお、V&Vの高度化にはツールベンダーのサポートが必須であり、そのためにもWG等の設立は有効。

## ④ 技術実証に留まらず、普及までつなげるサポート

\_\_ 現在も国内で主に小型衛星の姿勢系センサ・アクチュエータの開発が進んでいるが、これまでも技術開発までは先行しても、その後の普及フェーズで海外勢に追い抜かれてしまう事例が多い。技術実証と普及との間にある壁を乗り越えるため、開発したコンポーネントは国内官需PJでは優先して使う等の継続したサポートが必要と考えられる。

## ③ 産学連携での誘導制御領域でのAI/ML技術の開発

AI/ML分野は、従来の宇宙開発分野とは比較にならないほど開発速度が速いため、産業界の誘導制御技術者のみによる本分野の技術開発は困難である。AI/ML分野やデジタルツイン等のシミュレーション技術等のアカデミアの専門家を交えた誘導制御のワークショップ等を通じて、人材交流の促進、共同研究の立ち上げを進めていく必要がある。

## ⑤ 検証技術の保持

\_\_ 多様な姿勢系のセンサ・アクチュエータの全てに関して、世界で戦える十分な競争力を有した国内品を育成することは困難であり、海外品の活用も必要となる。その際、該当機器が完全なブラックボックスとなり、海外ベンダーの言いなりになることがないよう、海外品を使うものにおいても、検証・評価技術は保持できるような開発は継続すべきである。

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

#### 3.3.3 電源系技術

##### 3.3.3.1 電源系技術調査

##### 3.3.3.1.1 電力制御系調査

##### 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査

##### 3.3.3.1.3 太陽電池パドル技術調査

#### 3.3.3.2 強み・弱み分析

#### 3.3.3.3 戦略・研究開発計画の検討

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

➤ 小型・軽量・低コストを目的に電源制御系、バッテリー、太陽電池、各々精力的な開発が進む。

## 技術分野

## 電源制御系

## トレンド

- ✓ 次世代パワーデバイス： GaNの実用段階への移行
- ✓ 電気推進用 高電圧・大電力電源：精力的な開発継続
- ✓ デジタル電源：開発は多数あるが、研究段階が多い。  
SLIMの軌道上実証は世界的にも先行

## バッテリー

- ✓ 液系リチウムイオンバッテリーセルに関しては仏SAFT社が開発をリード
- ✓ 次世代バッテリーセルとして有望な全固体セルは各国取り組みを進めており、日本としても追従が必要。
- ✓ 産業用民生電池の宇宙適用に関する動向が見受けられる。

## 太陽電池

- ✓ パドル  
ロケットへの複数衛星搭載を念頭とした高収納パドル開発が進む
- ✓ セル  
欧米の高効率な3接合太陽電池が主流であるが、低効率でも安価、大量生産が可能な太陽電池への注目も集まっている。

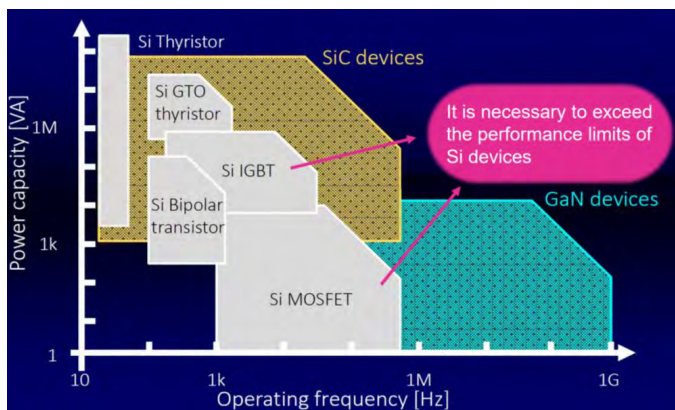
## 3.3.3.1.1 電力制御系調査

- ① まとめ
- ① 次世代パワーデバイス
- ② 電気推進電源
- ③ 電源機器のデジタル化

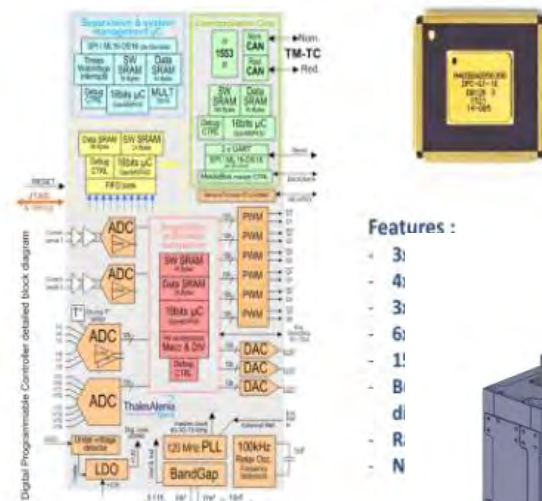
# 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①まとめ

電力制御系の技術トレンドとしては以下の3点が挙げられる

- 次世代パワーデバイス：従来のSiと比較して高速、高耐圧、高耐熱という特徴を持つ化合物半導体であるGaNの活用が増え、実用段階へと移行しつつある。
- 電気推進電源：電気推進の大推力化、低燃費化を実現するため、高電圧・大電力の電気推進電源の精力的な開発が継続。
- デジタル電源：柔軟性等の確保のため各国で開発中。日本としてはSLIMにて軌道上実証。



パワー半導体の特性(出典:JAXA MEWS)

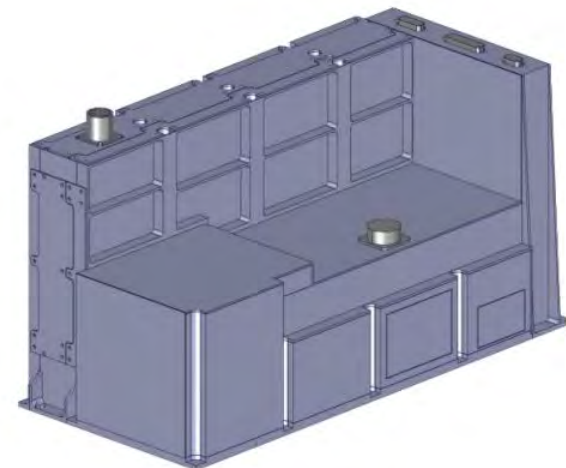


Features :

- 3i
- 4i
- 3i
- 6i
- 1i
- Bi
- di
- R
- N

**Anode supply and telemetries**

- Single power module deliver
- Full-bridge with competitive I
- Digital control implemented
- GaN transistors
- Isolated output current sensor
- Technologies dedicated to high power management



TAS 開発中の7kW級PPU  
出典:EPIC WORKSHOP 2023



Fig.4 The Function diagram of iPCU

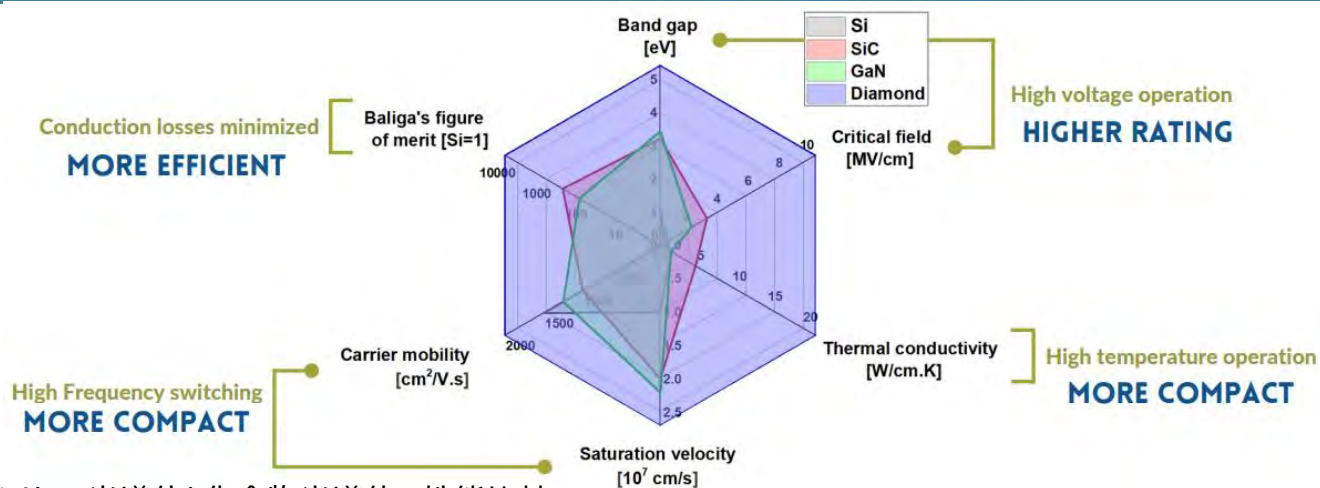
デジタル電源となる  
SLIM統合化電力制御装置(出典:JAXA)



## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

電力制御に用いられるパワーデバイスは旧来、純粋なシリコンのウェハーを用いて生産されていたが、近年は2種以上の元素を結合させる化合物半導体を用いたパワーデバイスが注目されている。

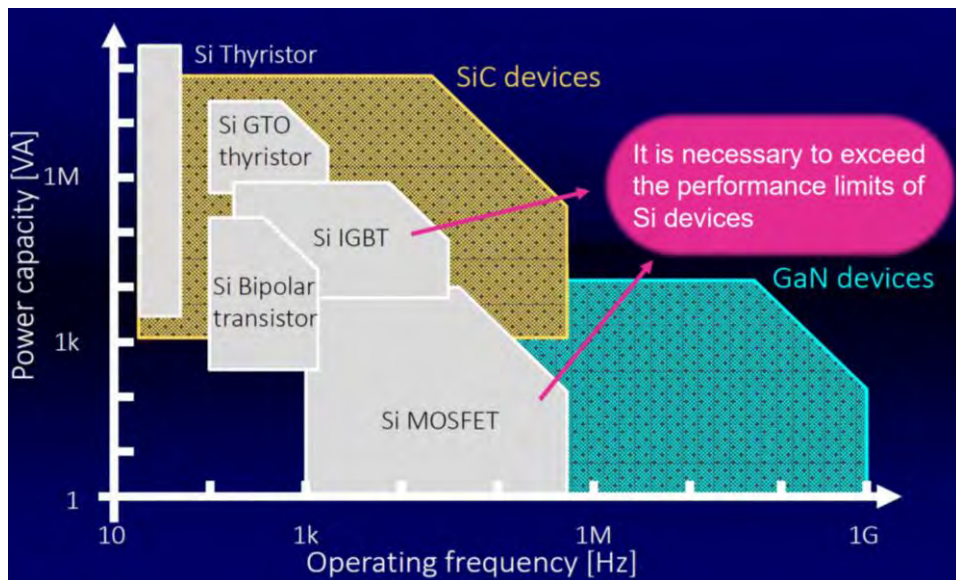
化合物半導体はワイドバンドギャップ半導体とも呼ばれ、高速、高耐圧、高耐熱と言う特徴を持つ<sup>1)</sup>。高速、高耐圧、高耐熱と言う特徴を活かすことで電源機器の小型化、高性能化を可能とできることが注目されている所以である。



シリコン半導体と化合物半導体の性能比較

出典: [Watch Out SiC, Diamond Power Semiconductors Are Coming For You!](https://manilaflashreport.blogspot.com/2023/06/watch-out-sic-diamond-power.html)

<https://manilaflashreport.blogspot.com/2023/06/watch-out-sic-diamond-power.html>



化合物半導体の種類としてはSiC(炭化ケイ素: Silicon Carbide)、GaN(窒化ガリウム: Gallium Nitride)、Ga<sub>2</sub>O<sub>3</sub>(酸化ガリウム: Gallium Oxide)、ダイヤモンド(Diamond)等が開発されている。現在、主に実用化されているのはSiC、GaNである。これ以外のGa<sub>2</sub>O<sub>3</sub>やダイヤモンド等は開発途上にある。

<sup>1)</sup>化合物半導体【SiC】とは？ | 半導体・電子部品とは  
<https://contents.zaikostore.com/semiconductor/6800/>

デバイスと比較したSiC/GaNパワーデバイスの利点

出典: JAXA MEWS <https://ssl.tksc.jaxa.jp/mews/jp/index.html?top>

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

各社におけるSiCやGaN生産の設備投資は積極的におこなわれている。また、将来を見据えたGa<sub>2</sub>O<sub>3</sub>などの開発投資も実施されている。

各社における化合物半導体パワーデバイス開発投資に関する主な情報

メーカー	内容	出典
三菱電機	SiC パワー半導体の新工場棟を建設(2023/3)	<a href="https://www.mitsubishielectric.co.jp/news/2023/pdf/0314-b.pdf">https://www.mitsubishielectric.co.jp/news/2023/pdf/0314-b.pdf</a>
三菱電機	Ga <sub>2</sub> O <sub>3</sub> を手掛けるノベルクリスタルテクノロジーに出資(2023/7)	<a href="https://xtech.nikkei.com/atcl/nxt/news/18/15759/">https://xtech.nikkei.com/atcl/nxt/news/18/15759/</a>
三安光電(中国)、STマイクロエレクトロニクス(スイス)	重慶にSiC工場設立(2023/6)	<a href="https://www.jetro.go.jp/biznews/2023/06/41867f1a866cd671.html">https://www.jetro.go.jp/biznews/2023/06/41867f1a866cd671.html</a>
オーブレー	秋田県に車載パワー半導体用ダイヤモンド基板などを手がける工場を新設(2023/5)	<a href="https://news.yahoo.co.jp/articles/94787c8fae6f442d3e56e933e14afb6699fdb5f">https://news.yahoo.co.jp/articles/94787c8fae6f442d3e56e933e14afb6699fdb5f</a>
インフィニオン(独)	マレーシアの工場に追加投資、世界最大のSiCパワー半導体生産拠点を建設(2023/8)	<a href="https://news.yahoo.co.jp/articles/71228ceaa35b839e4ce97433b2212c2e16d50594">https://news.yahoo.co.jp/articles/71228ceaa35b839e4ce97433b2212c2e16d50594</a>
ローム	宮崎にSiCパワー半導体の新工場開設(2023/7)	<a href="https://eetimes.itmedia.co.jp/ee/articles/2307/12/news185.html">https://eetimes.itmedia.co.jp/ee/articles/2307/12/news185.html</a>
ウルフスピード(米)	SiCデバイスの新工場をドイツに建設(2023/2)	<a href="https://xtech.nikkei.com/atcl/nxt/news/18/14642/">https://xtech.nikkei.com/atcl/nxt/news/18/14642/</a>
住友電工	兵庫県と富山県にSiCウエハーの工場や生産ラインを新設(2023/8)	<a href="https://newswitch.jp/p/37935">https://newswitch.jp/p/37935</a>
マイクロチップ(米)	コロラドの工場においてSiCとシリコンの生産能力を拡張する投資(2023/2)	<a href="https://eetimes.itmedia.co.jp/ee/articles/2302/24/news066.html">https://eetimes.itmedia.co.jp/ee/articles/2302/24/news066.html</a>
インフィニオン(独)	GaNパワーデバイスを手掛けるカナダのGaN Systemsを買収(2023/3)	<a href="https://eetimes.itmedia.co.jp/ee/articles/2303/03/news085.html">https://eetimes.itmedia.co.jp/ee/articles/2303/03/news085.html</a>



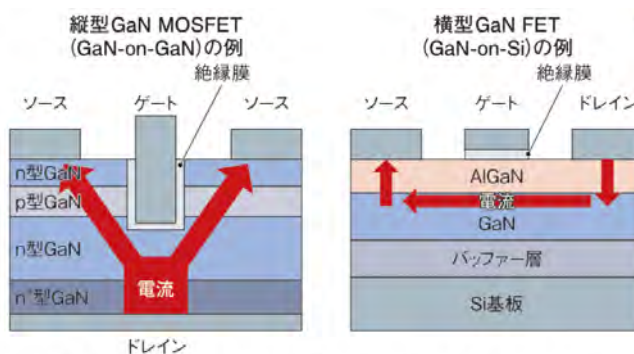
## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

## GaN 民生品市場動向

- 市場の8割はアメリカ企業であり、デバイス構造はGaN-on-Si の横構造デバイス。
- SiC含めたパワー半導体大手のInfineon(独)、ST micro(スイス) 等もGaN関連企業買収を進めており集約が進む。
- 日本ではローム、東芝デバイス&ストレージがサーバ電源用途でGaN-on-Siデバイスを量産しているが存在感は低め。
- 基地局向け高周波GaNデバイスとして住友電気工業はシェア1位であるが、GaNデバイス全体からは市場規模は小さい。
- より大電流への対応が可能な縦型GaNデバイスのための、GaN基板開発では、住友化学、豊田合成、三菱ケミカル等が存在感あり。豊田合成は基板のみならず、縦型GaNデバイス製造まで手掛けており、実用化に取り組んでいる。

2022年 GaNパワーデバイス市場 マーケットシェア割合

国	シェア	シェア割合	企業名	デバイス構造	耐圧	使用用途
アメリカ	1位	21%	Power Integrations	GaN-on-Si	650, 750V	急速充電など
アメリカ	2位	17%	Navitas Semiconductor	GaN-on-Si	650V	急速充電など
中国	2位	17%	Innoscence	GaN-on-Si	200, 650V	急速充電など
アメリカ	4位	15%	Efficient Power Conversion	GaN-on-Si	200, 350V	Lidar など
カナダ	5位	13%	GaN Systems	GaN-on-Si	100, 650, 850V	DC-DCコンバーターなど

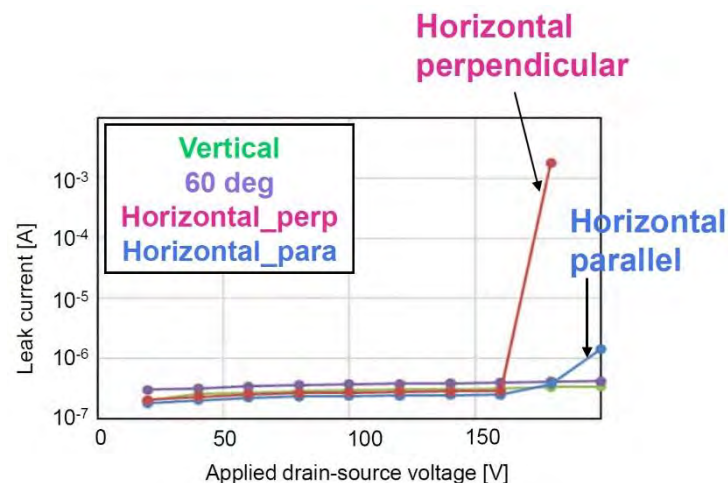
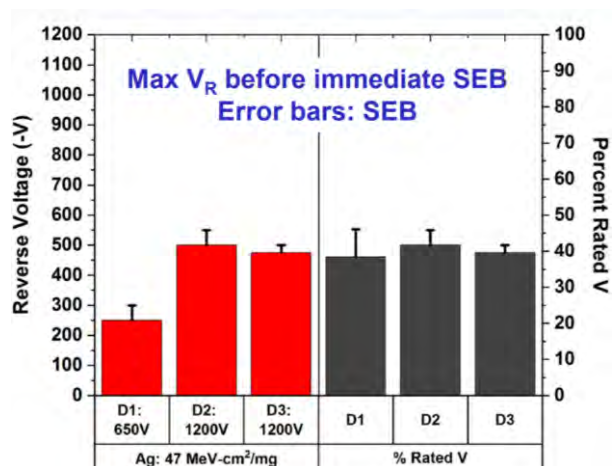


MOSFET: 金属酸化膜半導体電界効果トランジスタ FET: 電界効果トランジスタ  
AlGaN: 窒化アルミニウムガリウム

出典: [日経クロステック](#)

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

化合物半導体の中で比較的早い段階から実用化されてきたSiCについては放射線耐性に課題があり、種々の評価報告がなされている。SiCは地上用途では盛んな利活用がされているものの、放射線の影響を受けてデバイス性能が著しく低下することから近年では宇宙機用途での適用事例はあまり目にすることがなくなった。GaNデバイスについても粒子照射方向により故障に至る評価結果の報告などがある。宇宙機適用に際してはさらなる評価が必要であるものの、近年ではGaNデバイスを適用した電源機器の報告が多くなっている。



SiCショットキーダイオードの放射線照射による逆方向耐圧変化

出典: [Taking SiC Power Devices to the Final Frontier: Addressing Challenges of the Space Radiation Environment - NASA](https://ntrs.nasa.gov/citations/20170011092)

<https://ntrs.nasa.gov/citations/20170011092>

GaNデバイスへの粒子照射方向によるリーク電流の変化

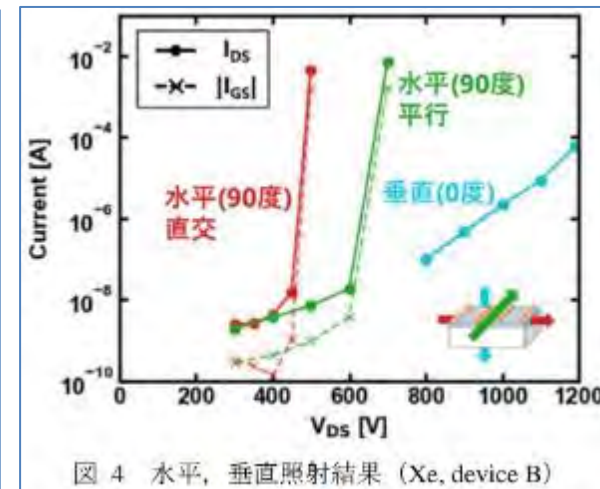
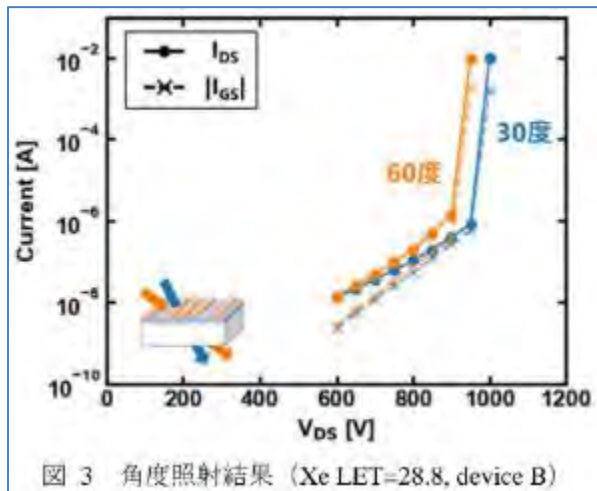
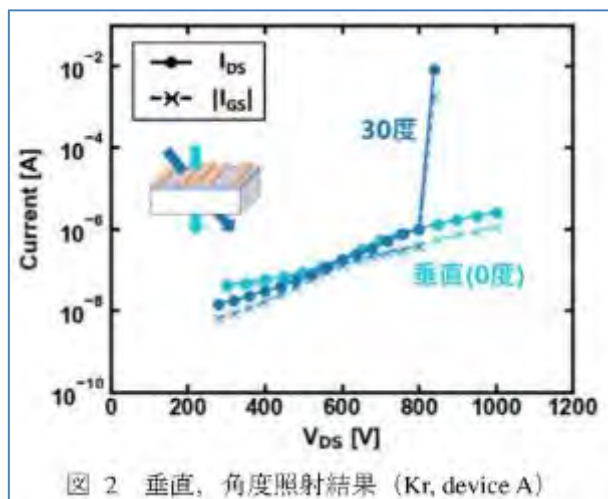
出典: [JAXA MEWS](https://ssl.tksc.jaxa.jp/mews/jp/index.html?top)

<https://ssl.tksc.jaxa.jp/mews/jp/index.html?top>

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

GaNデバイスの放射線粒子照射方向に関するデバイス耐性依存性の例。

本例のように、GaNデバイスに関しては試験時にワーストとなる条件で試験を実施しないと、デバイスの耐性を過度に見積もってしまう可能性があるため、ベンダーなどの試験結果を活用する際も注意が必要となる。



GaNデバイスへの粒子照射方向によるリーク電流の変化

出典:GaN パワーデバイスの耐放射線性評価

岩田愛実，大谷直己，高橋美沙，根本規生，新藤浩之

第67回宇宙科学技術連合 4L10 <https://branch.jsass.or.jp/ukaren67/>

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

- ✓ European Space Power conference 12<sup>th</sup> (2019)、13<sup>th</sup> (2023)における化合物半導体に関する主な投稿
- ✓ GaNについて電気推進電源やDCDCコンバータなどへの適用報告、開発報告が多くなされており、Siデバイスからの移行が進められている。
- ✓ 2019年には25件であった投稿数が2023年には42件と大幅増加しており、化合物半導体の将来性が注目されている。
- ✓ 特にGaNに関しては論文の大半を占めており、パワーデバイスがバイポーラトランジスタ(BJT)から電界効果トランジスタ(FET)に変化していったように将来はSiからGaNへの大きな変化の可能性が考えられる。

12<sup>th</sup>European Space Power conference (2019) における化合物半導体に関する主な投稿(25件)

<https://atpi.eventsair.com/QuickEventWebsitePortal/19a03---european-space-power-conference/home>

No.	Title
73	An overview of GaN FET Technology, Reliability, Radiation and Market for future Space Application
234	A Class of GaN-Based, Radiation-Hardened Power Electronics for Jovian Environments
28	Using GaN HFET to replace MOSFET in DC/DC for space applications
27	Dynamic RON evaluation of commercial GaN HEMT under different switching and radiation conditions
210	Experimental results from 400w epc-sspa using gan transistor
35	A Gallium-Nitride Point-of-load DC-DC Converter for Space Applications
193	GaN technology for power system applications
214	Design and implementation of a COTS, GaN-based power converter for spacecraft applications
136	3D PLUS POL Converter based on GaN transistors
63	Wide Bandgap Components for Space Applications
78	Compact Low Cost High Voltage Power Supply for Space Applications
93	High-Efficiency Low Voltage/High Current Power Supplies for High Performance Digital Equipment by using GaN FET Technology
85	Design and Optimization of Radiation-Hardened Isolated Converters for Jovian Environments
177	DCDC BBK: a New Space DC/DC converter building block and pathfinder
243	Analysis of Requirements for a Modern PWM Controller IC for Space Applications
159	Feasibility study of low power PPU with COTS Components and eGaN FETs
55	HIGH VOLTAGE ELECTRICAL POWER SYSTEM ARCHITECTURE OPTIMIZED FOR ELECTRICAL PROPULSION & HIGH POWER PAYLOAD
42	Configurable High Voltage Power Supply for Full Electric Propulsion Spacecraft
55	HIGH VOLTAGE ELECTRICAL POWER SYSTEM ARCHITECTURE OPTIMIZED FOR ELECTRICAL PROPULSION & HIGH POWER PAYLOAD
253	1989 – 2019: Three decades of power systems evolution through the prism of ESPC
102	Digital DC-DC controller, a comparison between FPGA and Microcontroller
42	Circuit proposals for high-voltage latching current limiters
148	RHPWM01 Radiation hardened dual channel current mode PWM
231	Prototyping and characterization of radiation hardened SiC MOS structures
62	Delta Reference, the Latest High Temperature Compensated Voltage Reference Concept

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

13<sup>th</sup>European Space Power conference (2023) における化合物半導体に関する主な投稿(42件)

<https://atpi.eventsair.com/espc2023/>

No.	Title
MO1b3	TID and DSEE effects in a GaN FET capable PWM Controller IC Prototype for Space Applications
MO2a3	bPOL48V, a rad-hard 48V DC/DC Converter for Space and HEP Applications
MO2b4	New developments, technologies and status for high power Gridded Ion Thrusters Power Processing Units
MO12a4	Size and Efficiency Improvements Using GaN FETs
MO7b4	LCL performances based on GaN transistors
MO12a1	GaN based PCDU for MSR ERO Mission
MO4a4	1044 - ADS SpE Fr High Efficiency, Versatile and Space Tolerant Point Of Load
MO7b3	Comparative analyses of distribution by LCLs and fuses for 100V applications
MO8a3	GaN Based Solar Power Regulator
MO12b2	A Multifunctional Power Processing Unit (M-PPU) that drives multiple thrusters of different types.
MO12a2	COTS-BASED MODULAR BLDC POWER STAGE USING GaN-FETS FOR ROBOTIC SPACE APPLICATIONS
MO8a1	High efficiency GaN based Resonant reset Forward Converter with Synchronous rectification for Space applications
MO8b4	A new generation of MPPT based on GaN for EVO PCDU
MO5b3	Isolated DC/DC Converter for RF generator of a Power Propulsion Unit: topology comparison based on GaN semiconductors
MO8a2	GaN FET-based, scalable DCDC converter development for space and stratospheric applications
MO12a3	1045 - Multipurpose power cell with GaN FETs for PCU
MO4b2	Quantitative Comparison of Power Architecture for LEO missions
MO7a2	A Comparison of Technologies for the Implementation of Low Voltage, High Current Power Converters for High Power Integrated Circuits
MO9a2	Innovative COTS Based PCU Solution for Telecommunications Market
MO9a3	MSR ERO: PCDU & PPU Subsystem
MO6b1	Future PCDU and PCU for new space
MO4a3	Comparison of 100V-28V Switched-Capacitor DC-DC Converters Based on Cascaded Buck, Boost and 3-Level Buck Topologies for Space Application
MO2b4	New developments, technologies and status for high power Gridded Ion Thrusters Power Processing Units
MO4b3	MODULAR EPS FOR SMALL MOBILE ROBOTIC SPACE SYSTEMS
MO6a3	Power Unit for High Power Radars and Altimeters
MO12b1	1047- ADS SpE Fr New Space Versatile and Modular PPU from 1 to 20kW
MO1a4	A Power Engineer View on Space Based Solar Power
MO3a1	Decentralized Control for a Fault-Tolerant, Fully Scalable Microprocessor Power Supply for Spacecraft Applications
MO2a4	Low Voltage, High Current Power Converter for High Power Integrated Circuits
MO2b3	Comparative of different Direct Drive architectures
Mpos2	Accurate Controllable 325W Laser Diode Driver for Optical Inter-Satellite Links
GO11	Design and development of JUICE Solar array

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ①次世代パワーデバイス

13<sup>th</sup>European Space Power conference (2023) における化合物半導体に関する主な投稿(42件)(つづき)

<https://atpi.eventsair.com/espc2023/>

No.	Title
MO3b1	Adaptation and control of a latching current limiter based on a SiC N-MOSFET
MO4a2	Four-switch buck-boost based module block for highly modular power architecture
Mpos6	Design and Optimization of Reconfigurable High Voltage Power Supply with Interlock Fun
MO10b3	Centralized Power Supply Unit for Active Antenna RF equipment
Epos7	State of Health Estimation of Lithium-Ion Batteries Based on Incremental Capacity and Pulse Analysis
Mpos14	MicroSADA-18 development of one axis solar array drive mechanism for small satellites
MO7b1	Towards higher current and voltage LCLs
MO1a3	High voltage power bus: solar array power conversion and power distribution
MO2a1	On the design of sequentially switched DCX converters for solar array regulation: S3ZVZCS
MO12b4	Integrated Power Solution for Electrical Motor Control in TVC Actuation Applications

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ②電気推進電源

宇宙機ペイロードの性能拡大などにより宇宙機搭載燃料削減に寄与する電気推進については多くの開発報告がなされている。電気推進の中でも高推力密度なホールスラストに関する開発が多くおこなわれている。ホールスラストを含む電気推進は一般に、大電力(大電流)-大推力、高電圧-高比推力(低燃費)と言う特徴があり、宇宙機質量低減のためには高電圧の電源を準備する必要がある。国内外を問わず、ホールスラストの大出力化、高電圧化に関する研究がおこなわれている 2) 3) 4)。しかし、ホールスラストには高電圧化することによる開発課題があり、現状実用領域にある電圧範囲は300V~600V程度である 2) 3)。大電力、高電圧を扱う電気推進用電源において、前述した高耐熱、高耐圧の特徴をもつ化合物半導体の利用が報告されている。5) 6) 7)

表 1 国産ホールスラスト性能諸元

	モード 単位	スラスト性能諸元		
		O/Rモード (Orbit Raising)	SKモード (Station Keeping)	
HTM供給電力	kW	6.0/ミナル	4.0/ミナル	
放電電圧	V	300/ミナル	300/ミナル	
推力	BOL	mN	359以上	230以上
	MOL <sup>※</sup>	mN	330以上	219以上
	EOL	mN	-	212以上
比推力	BOL	s	1783以上	1673以上
	MOL <sup>※</sup>	s	1712以上	1589以上
	EOL	s	-	1539以上
寿命	総インパルス	MNs	4.53以上	2.41以上
	作動時間	hrs	3648以上	3104以上
	サイクル数	cycles	132以上	2922以上

※MOL(Middle Of Life)は、OR終了時点(2880hr)での性能

表 3 アノード流量 2.0 mg/s における作動の可否  
(✓: 作動可能, -: 着火不可能, ◇: 放電可能だが放電電流が時間とともに増加したため中止)

	$B_{r\max}$ [mT]						
	8.3	16	24	32	40	47	55
300	-	✓	✓	✓	✓	✓	✓
400	-	✓	✓	✓	✓	✓	✓
500	-	-	✓	✓	✓	✓	✓
$V_d$ [V]	600	-	✓	✓	✓	✓	✓
700	-	-	-	◇	◇	◇	◇
800	-	-	-	-	◇	◇	◇
900	-	-	-	-	◇	◇	◇
1000	-	-	-	-	◇	◇	◇

JAXAで開発しているホールスラストの動作実験例  
出典 2)

日本国内においてはETS9にて初の国産ホールスラストを搭載実証がおこなわれる。本ETS9のホールスラストは最大出力6kWの性能を持ち、世界的に見ても最大級の推力を有しているが、電源を含めた電気推進システムとしては開発途上であり、質量、体積が他メーカーのものより大きくなっている。8)

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ②電気推進電源

- 2) SPT 型ホールスラストの高電圧放電特性 天野耕希, 船木一幸, 渡邊裕樹, 山極芳樹, 大塩裕哉, 松本祐斗  
第66回宇宙科学技術連合 1K08 <https://branch.jsass.or.jp/ukaren66/>
- 3)高電圧作動を目指した狭チャンネル型ホールスラストの放電特性 松本祐斗, 船木一幸, 渡邊裕樹, 大塩裕哉, 堀澤秀之  
第66回宇宙科学技術連合 1K06 <https://branch.jsass.or.jp/ukaren66/>
- 4) PPU for 5 kW Gridded Ion RIT 2X Thruster Andrés Soto, Jan-Patrick Porst, Marcel Berger  
12<sup>th</sup> European Space Power conference 196  
<https://atpi.eventsair.com/QuickEventWebsitePortal/19a03---european-space-power-conference/home>
- 5) Configurable High Voltage Power Supply for Full Electric Propulsion Spacecraft  
Marc Bekemans, François Bronchart, Thierry Scalais, Andreas Franke  
12<sup>th</sup> European Space Power conference 42  
<https://atpi.eventsair.com/QuickEventWebsitePortal/19a03---european-space-power-conference/home>
- 6) Compact Low Cost High Voltage Power Supply for Space Applications  
Felice Forrisi, Erik Mache, Alan Mallmann, Martin Blaser  
12<sup>th</sup> European Space Power conference 78  
<https://atpi.eventsair.com/QuickEventWebsitePortal/19a03---european-space-power-conference/home>
- 7) Feasibility study of low power PPU with COTS Components and eGaN FETs  
Alexandros Manoudis, Spiridon Savvas, Pavlos Ramnalis  
12<sup>th</sup> European Space Power conference 159  
<https://atpi.eventsair.com/QuickEventWebsitePortal/19a03---european-space-power-conference/home>
- 8) 6kW 級国産ホールスラストの開発状況 神田大樹, 佐野伊彦, 船木一幸, 田代洋輔, 中原徹也, 平野雄也  
第66回宇宙科学技術連合 1F13 <https://branch.jsass.or.jp/ukaren66/>



## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ②電気推進電源

ホールスラスト用電源や他の電源において、COTS部品の利用による開発が多くおこなわれている。13<sup>th</sup> European Space Power conference (2023)においてはAirbus社によって開発中のCOTS部品を利用して大幅に小型軽量化をおこなった電気推進用電源の報告がおこなわれた。

本電気推進用電源はARTESの後ろ盾を用い、COTS部品による集積化のほか、GaN、SiCの利用により500kHzの高周波スイッチングをおこなっている。旧来の電気推進用電源は数十kHzのスイッチング周波数となっており、ハードウェアの小型化に寄与している。SiCの利用による放射線への懸案有無は不明である。

PPU	Mass	Volume
PPU Elektro	21kg	386mm x 270mm x 252mm
PPU NG2 (5.1kW version)	15kg	386mm x 173mm x 252mm

旧来電気推進電源とCOTS部品使用電気推進電源の比較 出典11)

11) 1047- ADS SpE Fr New Space Versatile and Modular PPU from 1 to 20kW  
 Florent Guédon, Eric Tréhet, Lucien Lecocq  
 13<sup>th</sup> European Space Power conference MO12b1  
<https://atpi.eventsair.com/espc2023/>



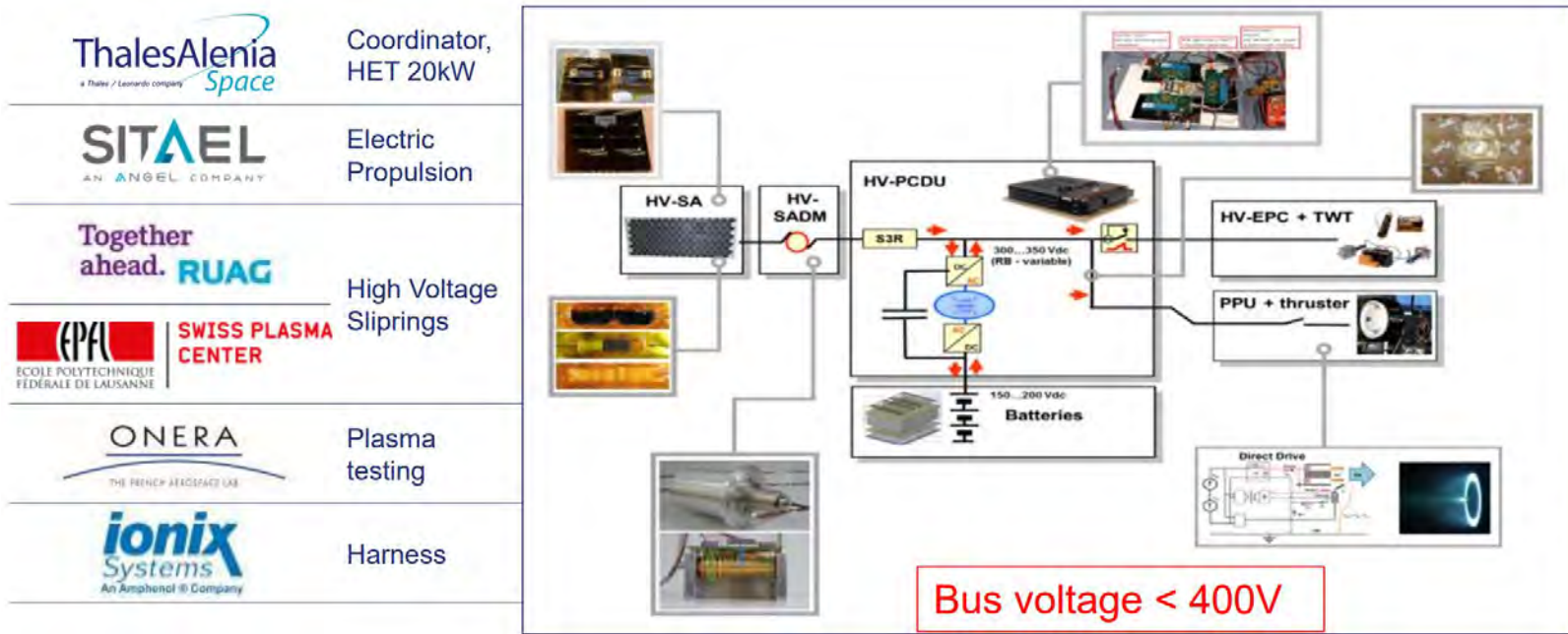
Fig. 4. PPU NG2 in a 5.1kW configuration

COTS部品使用電気推進電源外観 出典11)

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ②電気推進電源

電気推進電源は前述のように300V以上の高い電圧を取り扱う。一般的な宇宙機のバス電圧は100V以下であり、電気推進電源(PPU)は昇圧をおこなってスラスタを動作させている。この昇圧動作は電力ロスを招くため、衛星バス電圧を電気推進電圧に合わせて高電圧化する構想も出てきている。9) 10)

この方式は PPUによる電力ロスを無くすと言う点では検討の余地があるが、旧来使用してきたバス機器、ペイロード機器が使用できなくなると言う点で議論があると考えられる。



電気推進の電圧に合わせた高電圧バスシステムの構成 出典 10)

9) HIGH VOLTAGE ELECTRICAL POWER SYSTEM ARCHITECTURE OPTIMIZED FOR ELECTRICAL PROPULSION & HIGH POWER PAYLOAD

Jean-Baptiste de Boissieu, Gilles Bouhours, Jean-Michel Cresp, Bernard Boulanger, Olivier Bourgue, Fabien Meinguet, Marc Bekemans, Giovanni Cesaretti, Luca Ghislanzoni, Dr Virginie Inguibert, Roger Taylor, Ben Gaffinet, Prof. Ivo Furno, Dr Fabio Avino, Dr Alan Howling, Paul Martens, Dr Stefano Nebuloni, Daniel Bommottet

12<sup>th</sup> European Space Power conference 55

<https://atpi.eventsair.com/QuickEventWebsitePortal/19a03---european-space-power-conference/home>

10) SOLAR ELECTRIC PROPULSION WITH DIRECT DRIVE EPIC WORKSHOP 2023

<https://www.epic-src.eu/wp-content/uploads/2-EDDA-Gilles-Bouhours.pdf>

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ③デジタル電源

## &lt;デジタル電源の適用&gt;

旧来の電源機器は地上用機器も含めてほぼすべてアナログ制御となっていた。

近年の民生電子機器デジタル化への移行と同様に電源機器でもデジタル化開発が進められている。

ESPC2023では多くのデジタル電源に関する投稿が見られた。

各社デジタル化することでの付加価値向上、設計生産効率化に取り組んでいる。ただし、デジタル化前後での定量的な効果については不明な点もある。多くのものは宇宙機搭載への研究段階となっている。

13<sup>th</sup>European Space Power conference (2023) におけるデジタル電源に関する主な投稿

<https://atpi.eventsair.com/espc2023/>

No.	Title
MO6b1	Future PCDU and PCU for new space
MO3a2	A comparative study on experimental loop gain measurement techniques applied to digitally controlled buck-type power converters
MO6b3	Microsatellite Solar Array Regulator Digital Twin Development and Validation
MO12b2	A Multifunctional Power Processing Unit (M-PPU) that drives multiple thrusters of different types.
MO6a3	Power Unit for High Power Radars and Altimeters
MO3a3	Digital controllers design using the ESA Control Toolbox in MATLAB Simulink
MO12b1	1047- ADS SpE Fr New Space Versatile and Modular PPU from 1 to 20kW
MO9a2	Innovative COTS Based PCU Solution for Telecommunications Market
MO12a3	1045 - Multipurpose power cell with GaN FETs for PCU
Mpos4	1046 – ADS SpE Fr - New Space Electronics for OneSat Avionics
MO8b1	Hardware-In-the-Loop model design using the ESA Control Toolbox in MATLAB Simulink
MO9a3	MSR ERO: PCDU & PPU Subsystem
MO2a4	Low Voltage, High Current Power Converter for High Power Integrated Circuits
MO1b4	GR716B: mixed-signal rad-hard microcontroller for switching power and motor control
MO10b3	Centralized Power Supply Unit for Active Antenna RF equipment
MO3a4	Digital control for a modular system of DC/DC converters for primary distribution system
MO2b4	New developments, technologies and status for high power Gridded Ion Thrusters Power Processing Units
MO9b1	Generic High Power System for manned missions to the Moon and beyond
MO1a2	Europa Clipper Power Subsystem Implementation and Lessons Learned
MO8b4	A new generation of MPPT based on GaN for EVO PCDU
MO12a2	COTS-BASED MODULAR BLDC POWER STAGE USING GaN-FETS FOR ROBOTIC SPACE APPLICATIONS
MO8b3	SMPT: a sequential MPPT approach for power bus management in space vehicles
MO3a1	Decentralized Control for a Fault-Tolerant, Fully Scalable Microprocessor Power Supply for Spacecraft Applications

## 3.3.3.1.1 電力制御系調査 ③デジタル電源

国内においてもSLIMにおける統合化電力制御装置(IPCU)にてデジタル制御バス電源が搭載されている。電力制御、バッテリー充電制御のほか、テレコマ機能、ヒータ制御、バルブ制御などを実施している。13)

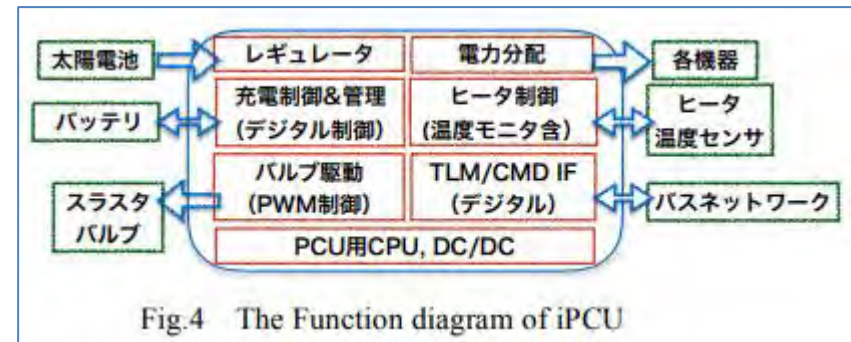


Fig.4 The Function diagram of iPCU

SLIM IPCUの機能ブロック図 出典 13)



SLIM IPCUの外観 出典 14)

13)SLIM電源サブシステムの検討 宮澤、久木田、豊田、住田 櫛木、澤井、福田、坂井

[第35回宇宙エネルギーシンポジウム](https://www.jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=repository_action_common_download&item_id=7865&item_no=1&attribute_id=31&file_no=1)

[https://jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=repository\\_action\\_common\\_download&item\\_id=7865&item\\_no=1&attribute\\_id=31&file\\_no=1](https://jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=repository_action_common_download&item_id=7865&item_no=1&attribute_id=31&file_no=1)

14)JAXA：小型月面実証機SLIMピンポイント月着陸ライブ・記者会見

<https://www.youtube.com/watch?v=Udh6kvjZYC8>

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

#### 3.3.3 電源系技術

##### 3.3.3.1 電源系技術調査

##### 3.3.3.1.1 電力制御系調査

##### 3.3.3.1.2 バッテリ技術調査

##### 3.3.3.1.3 太陽電池パドル技術調査

##### 3.3.3.2 強み・弱み分析

##### 3.3.3.3 戦略・研究開発計画の検討

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査

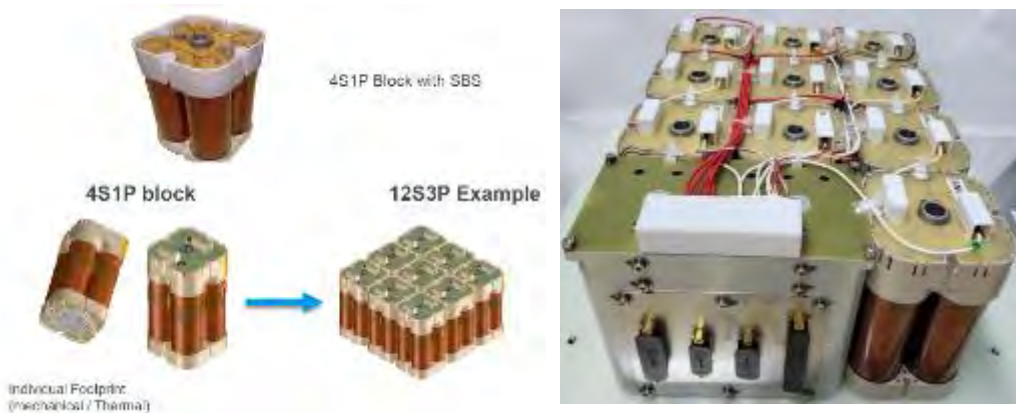
- ① まとめ
- ① 全固体電池の動向
- ② 液系LIBの動向
- ③ 産業用民生電池の宇宙適用に関する動向

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ①まとめ

バッテリー系の技術トレンドとしては以下の3点が挙げられる

- 液系LIB：仏SAFT社がリード。220Wh/kgの高エネルギー密度セル(VL10ES)を開発中。国内製より20%軽い。
- 全固体電池：液系LIBでは安全性を担保できる性能限界が230Wh/kgと言われてきており、それを超える性能を出すものとして、安全性能が高い全固体電池が注目されている(将来的に~400Wh/kgの実現が目標)。現状、民生分野含めて幅広く材料評価が行われており、開発競争はしばらく継続の見込み。
- 産業用民生電池の宇宙適用：探査や小型衛星等、軽量化が必要な分野で適用が進む。セルメーカーとしては、旧SONY(村田製作所)、LG科学、Moli等。中大型への採用拡大時の課題は、品質保証と設計変更頻度。

### VL10ES 容量：12Ah エネルギー密度:220 Wh/kg



仏SAFT社の液系LIB 出典:ESPC2023



火星ヘリコプター「Ingenuity(インジェニユイティ)」  
<https://sorae.info/space/20230704-ingenuity.html>

Ingenuityには旧SONY製のLIBが採用

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ①全固体電池の動向

## 欧州の開発状況

## 【ESPC2019】

- エネルギー密度の目標は、400 Wh/kgだが、安全性とエネルギー密度はトレードオフの関係にあるため、エネルギー密度限界値は230 Wh/kg前後にあると想定。これ以上の高エネルギー密度化は、液系LIBの延長線上の材料では困難と判断し、安全性の高いセル開発に着手する方針を打ち出した。高い安全性セルの筆頭候補は全固体セルと見て、2025年に全固体電池のギガ工場建設を念頭におくが、同時に開発の困難さも課題と認識。ただし、全固体電池としては、酸化物フィラー入りの有機系のポリマーセルも候補に挙げていた。

## 【ESPC2023】

- SAFTからESAとの共同発表として、全固体有機系ポリマーセルの発表があった。容量は1.0Ah(実用容量の1/100サイズ)と小さく、充放電サイクル特性も低く、開発は基礎研究段階にあるが、負極に金属リチウムを採用した高エネルギー密度タイプ(下図)。
- 日本で開発中の硫化物系、酸化物系電解質の発表は見られない。

## High energy density solid state batteries based on Li metal anode

Vincent Arsal  
a.arsal@esaft.com  
ESAFT, France  
[arsal.vincent@esaft.com](mailto:arsal.vincent@esaft.com)

Eric Pijou  
e.pijou@esaft.com  
ESAFT, France  
[epijou@esaft.com](mailto:epijou@esaft.com)

Vincent Herbomez  
v.herbomez@esaft.com  
ESAFT, France  
[vincent.herbomez@esaft.com](mailto:vincent.herbomez@esaft.com)

Laura Couzin  
l.couzin@esaft.com  
ESAFT, France  
[laura.couzin@esaft.com](mailto:laura.couzin@esaft.com)

Gael Cognin  
g.cognin@esaft.com  
ESAFT, France  
[gael.cognin@esaft.com](mailto:gael.cognin@esaft.com)

Arno Couzin  
a.couzin@esaft.com  
ESAFT, France  
[arno.couzin@esaft.com](mailto:arno.couzin@esaft.com)

Vincent Fille  
v.fille@esaft.com  
ESAFT, France  
[vincent.fille@esaft.com](mailto:vincent.fille@esaft.com)

Thomas Fardet  
t.fardet@esaft.com  
ESAFT, France  
[thomas.fardet@esaft.com](mailto:thomas.fardet@esaft.com)

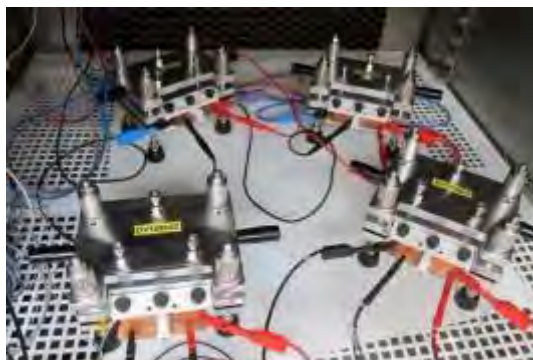
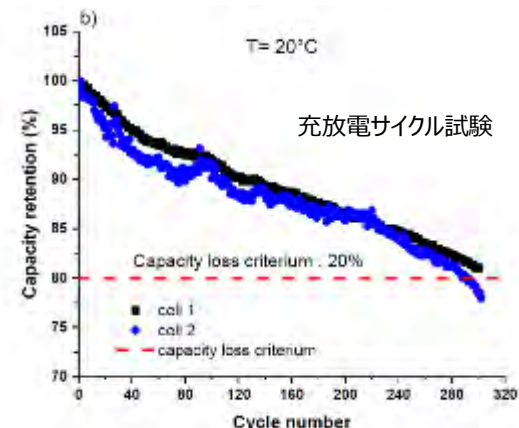


Fig. 1: Pouch cell test configuration



ESPC 2023 SAFT社/ESA 講演予稿集より



## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ①全固体電池の動向

## 米国の開発状況

## 【NASA Battery Workshop 2022】

- 米国における全固体電池開発は、QuantumScape社、Solid Power社、ionic社、SES社などのセルメーカーが中心であり、酸化物系、硫化物系有機ポリマー系の材料系毎に開発が行われている。
- 液系LIBとの住み分けを考慮し、全固体系は、ionic社の方針によれば、LEO-MEO、Jets、Space Travel向けに可能性を見出している

## Solid-state material choices come with limitations

Technology	Oxide	Sulfide	Solid polymer
Battery Cell			
Lithium Metal	✓	✓	X
Energy	✓	✓	X
			

## Space &amp; Military Applications - Markets

Battery Requirements	LEO - MEO	GEO	Drones	Jets	Missiles	Space Travel	Orbiters
Critical to Missions	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Cycles</li> <li>• Lifetime</li> <li>• Fast charge</li> <li>• Wh/kg</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Cycles</li> <li>• Lifetime</li> <li>• Fast charge</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Power</li> <li>• Wh/kg</li> <li>• Wh/L</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Safety</li> <li>• Reliability</li> <li>• Wh/kg</li> <li>• Wh/L</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• One cycle</li> <li>• Self discharge</li> <li>• Wh/kg</li> <li>• Acceleration</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Safety</li> <li>• Reliability</li> <li>• Wh/kg</li> <li>• Power</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Power smoothness</li> <li>• Wh/kg</li> <li>• Fast charge</li> </ul>
Price tolerance	\$4	\$1	\$	\$9	\$	\$\$\$	\$\$\$
Market size	1,000	100	10,000	100	1,000	10	1
Fit for solid state electrolyte	Potential	Low	Likely	Potential	Likely	Potential	Low

NASA Battery Workshop 2022 講演資料より

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ①全固体電池の動向

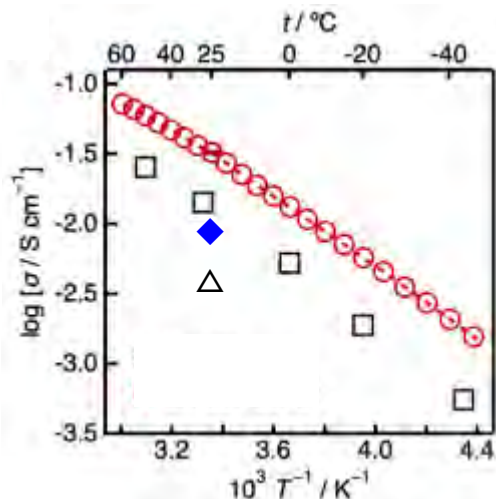
## 国内の開発状況

## 【電池討論会2023】

- 510件の講演のうち、全固体電池関連の研究108件が報告され、うち26件が硫化物系電解質、22件が酸化物系電解質、6件が有機ポリマー系の発表だった。電解質とは電池内のリチウムイオンが電極間を往復する電荷の媒体であり、導電率が高い電解質ほど高い電池性能を示す。
- 全固体電池の電解質に求められる4つの特質があり、**耐水性**、**還元耐性**、**高イオン導電性**、**高成形性**である。中でもイオン導電性と成形性に優れた硫化物系材料(Li<sub>3</sub>PS<sub>2</sub>など)が電解質の主流になりつつあると感じた。
- 従来の電解液導電率は、室温で約0.01S/cmだが、開発された硫化物系電解質(LSiGePSBrO)は、液系を大きく超える導電率が示された。

厚膜正極用の超Liイオン導電体  
 (中上丈) ○ 櫻野 夢野了次  
 Lithium superionic conductors for thick battery cathode  
 Satoshi Horii and Ryoji Kamai  
 Tohoku Institute of Technology, 4259 Nogatsuta, Misori-ku, Yokohama 226-8502, Japan  
 E-mail: horii.s.ad@m.titech.ac.jp

第64回電池討論会 2023 予稿資料より



○ : LSiGePSBrO(新しい硫化物系電解質)  
 □ : Li<sub>3</sub>PS<sub>2</sub>(硫化物系電解質)  
 ◆ : 従来電解液  
 △ : 酸化物系電解質

リチウムイオン導電率

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ①全固体電池の動向

### まとめ

1. 蓄電池永久の課題は、エネルギー密度向上による電池軽量化である。しかし、エネルギー密度の向上は、トレードオフの関係にある安全性能が損なわれる電池設計上のジレンマがあり、従来の液系LIBのセルエネルギー密度の限界値が、経験上**230 Wh/kg**あたりに存在することが明らかになってきた。
2. 可燃性液体不使用による全固体電池の高い安全性能があれば、**400 Wh/kg**級のエネルギー密度を有する電池の設計が可能になるかもしれない。
3. 全固体電池実用化の課題は、固体電解質が実用に耐えうる**耐水性、還元耐性、高イオン導電性、高成形性**を有する必要があることである。これらの課題に対し、現在国内外で開発が進行しているのが、性能面で優れる硫化物系、格段の安全性をもつ酸化物系、液系LIBに構成が類似する有機ポリマー系の3種類である。最近の研究報告からは、**硫化物系が一步リード**している印象だが、安全性に本質的な課題が存在する可能性があり、当分開発競争が続くと思われる。
4. また全固体電池は、現行の液系LIBと市場が重なるため、現在高価な電解質材料の低コスト化、電池材料の共通化、セル大容量化、量産製造設備増強の加速など、**コスト面でも同等レベルに追いつく必要**がある。
5. 今後、有人宇宙用ミッションの拡大が予想されるため、全固体電池がその用途に適しているかという視点でベストな電池系の選択が必要である。

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ②液系LIBの動向

## 欧州の開発状況

【ESPC2019, 2023】

- 宇宙用液系LIBセルの開発は、仏SAFT社がリードする状況にあり、小容量セルの開発に注力。
- VES16：容量**4.5Ah**セルを開発し、低価格の小型コンスタ向けバッテリーとしてラインアップ。
- VL10ES：**220 Wh/kg**の高エネルギー密度セルを開発中。容量**12Ah**セルのQTを今年完了予定で、日本製宇宙用セルより20%軽い。

CELL TYPE	VES16 (D-size)	VL10ES (F-size)
Dimensions (Ø x H)	33 x 60 mm	33 x 103 mm
Weight	≤ 115 g	210 g
Volume	0.051 dm <sup>3</sup>	0.086 dm <sup>3</sup>
Voltage range	2.7 V - 4.1 V	2.7 V - 4.2 V
Nominal capacity	4.5 Ah @ 4.1V, 20°C	> 12 Ah @ 4.2V, 20°C
Nominal energy	16 Wh @ 4.1V, 20°C	> 46 Wh @ 4.2V, 20°C
Specific energy	> 140 Wh/kg	> 220 Wh/kg
Internal resistance	≤ 35 mΩ @ 20% DoD	≤ 22 mΩ @ 20% DoD / TBC
Operating temperature	+10°C / +40°C	+10°C / +40°C
Mechanical design margins	EWR & ECSS compliant	EWR & ECSS compliant

VL10ES Cell Development Plan



QT完了

## VL10ES

容量：12Ah

エネルギー密度：220 Wh/kg

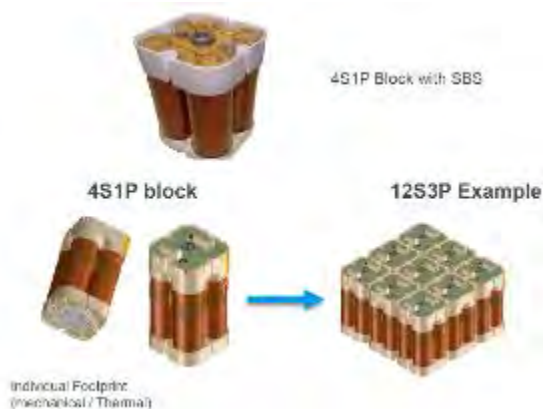


EUCAR5  
2 vents opening  
No cover ejection  
No explosion

## 欧州の開発状況

### VL10ES

容量 : 12Ah  
エネルギー密度: 220 Wh/kg



Bat-EM1 8S5P & Bat-EM2 12S4P

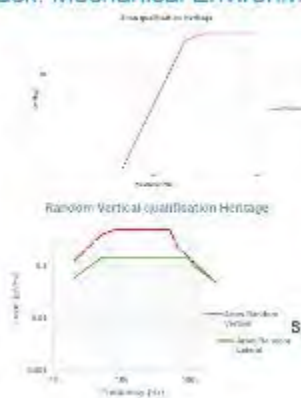
#### 4S VL10ES Pack: Mechanical Environment tests

Sine high level

Program Step	Level (g)
1	1
2	10
3	20
4	30
5	40

Random high level

Random Level	Level (g)
1	0.1
2	0.2
3	0.3
4	0.4
5	0.5
6	0.6
7	0.7
8	0.8
9	0.9
10	1.0



State of Charge between 3.95 & 4.2 Volts taking into account a delay in launch



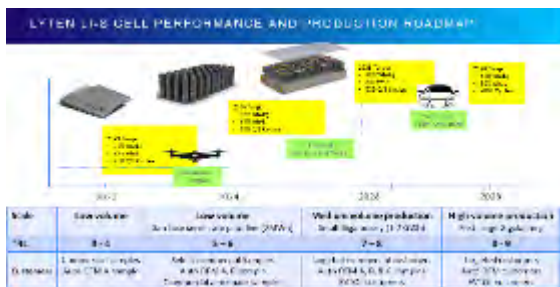
Bat-QM4 12S20P VL10ES

# 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ②液系LIBの動向

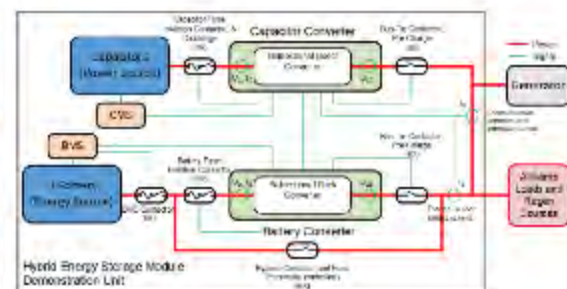
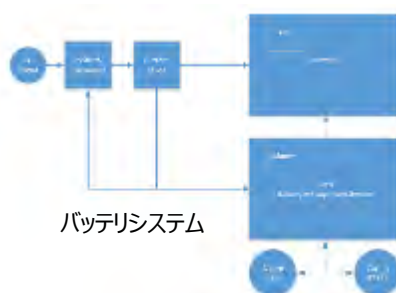
## 米国の開発状況

【SPW2023】

- 米国に宇宙用LIBの有力セルメーカーが無く、SAFT(フランス)、GYT(日本)からの調達为中心のため、Moli(台湾)など民生セルの宇宙適用を検討。
- 正極活物質必須元素のNi、Co、Mn、Liは、米国でほとんど産出せず、資源安全保障面から、他材料系の開発を積極的に推進。その一つが資源的制約の少ないリチウム-硫黄セルであり、LYTEN社は現行セルに匹敵する225 Wh/kgを達成し、来年270 Wh/kgを目指している。
- セル技術の他、バッテリーに必要な技術は、モジュール技術、システム技術である。液系LIBの性能をさらに向上させるには、保護機能や管理機能のインテリジェント化、バッテリーとキャパシタのハイブリッド電源化も見据える。



リチウム-硫黄セル



# 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ②液系LIBの動向

## 国内の開発状況

【電池討論会2023】

- 米国同様、日本での液系LIB開発は、高エネルギー密度化を狙って、リチウム硫黄(Li - S)電池系にシフトしている。目指すエネルギー密度は600 Wh/kgと現行LIBの3倍程度であるが、目下のステータスは、先行するメーカーによるラポレベルのセル性能と安全性が確認された段階で、専らの課題は寿命性能。

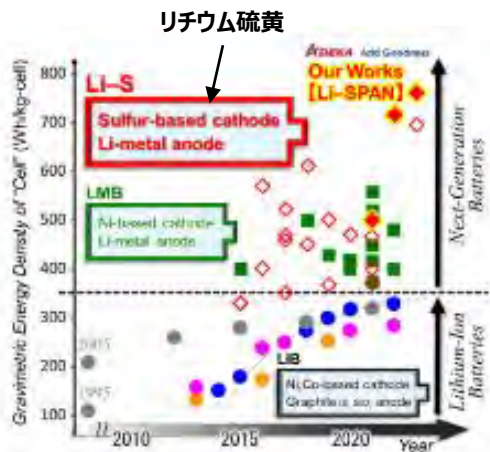


Fig. 1. Gravimetric energy densities of various rechargeable battery cells.

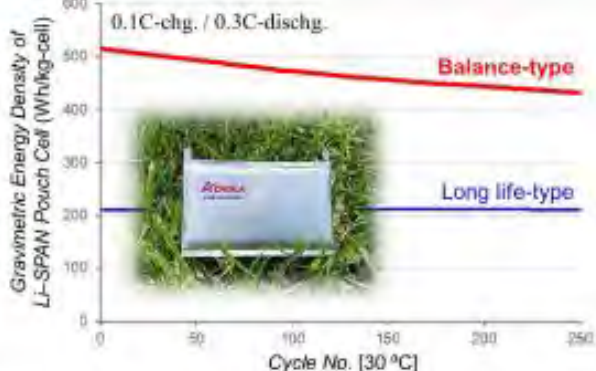


Fig. 2. Chg./dischg. cycle performance of the balance-type Li-SPAN pouch cell (5 Ah-class).

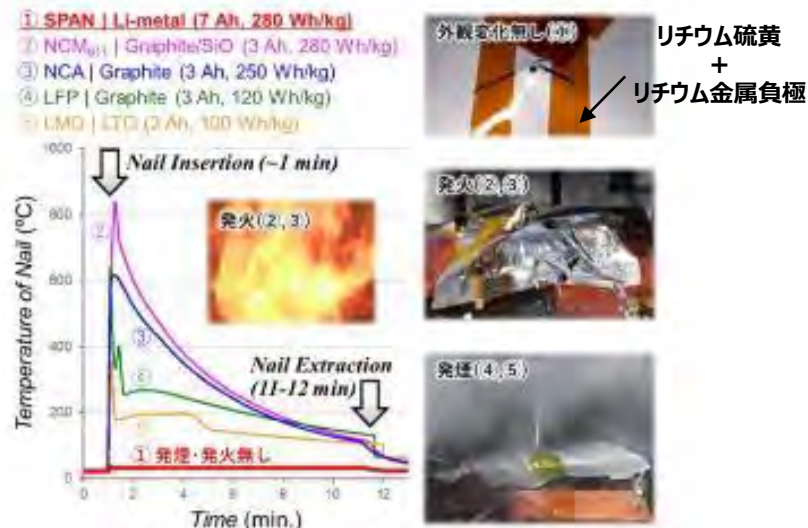


Fig. 1. Nail-penetration tests of various pouch cells.

## 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査 ②液系LIBの動向

### まとめ

1. 正極の三元系活物質(ニッケル、マンガン、コバルト)、シリコン負極など液系LIBは、世界的に普及が進むEV(電気自動車)が開発を牽引してきた。EV向けに開発される電極材料、電池制御技術はまず**産業用民生電池に適用され、その後宇宙用に展開**されるため、全固体電池に比べ、コスト、エネルギー密度、出力の面で優位性が保たれ、少なくとも5年程度は**液系LIBの優位性は変わらない**と思われる。
2. 液系LIB向けに開発される正極活物質、負極活物質などの電極材料、長寿命化を実現する電池制御技術などは、全固体電池にも適用可能な技術のため、**全固体電池の性能も同時に向上**。
3. セル技術の向上だけでなく、**セル、バッテリー制御のインテリジェント化**が始まっている。宇宙用バッテリーとして訴求力あるバッテリーモジュール、バッテリーシステムの構成と機能を見極めることが重要。
4. 600Wh/kg(原稿)の高エネルギー密度化を目指し、液系LIBの発展形である**Li-硫黄電池**の開発が国内外で活発化しているが、寿命性能などに課題がある。全固体電解質系のLi-硫黄電池というリチウム電池の究極の姿がイメージされてきたと思われる。



## 【欧州】

- 情報は得られていない。

## 【米国】

- NASAのマーズ2020ミッションの一環として火星で運用中の小型ロボットヘリコプター(インジェニュイティ)には、容量2Ahの旧SONY製18650型民生セル6本(合計273 g)が搭載され、2023年9月に、飛行時間は100分を超えた(<https://uchubiz.com/article/new27137/>)。
- 有人ミッション、高級商用機、中大型衛星への実績はないと思われるが、キューブサット、小型探査機、小型衛星に主に搭載されている。民生セルメーカーとしては、旧SONY(村田製作所)、LG化学、Moli、サムスンなどがあるが、セル調達は困難。



火星ヘリコプター「Ingenuity(インジェニュイティ)」

<https://sorae.info/space/20230704-ingenuity.html>

### Leading 13 Li-Ion Cylindrical Cells Manufacturers by Production Capacity

Companies	18650	21700	Web Site	UL Certification File
Panasonic - (Japan)	✓	✓	<a href="https://industrial.panasonic.com/">https://industrial.panasonic.com/</a>	MH12210
Samsung SDI - (Korea)	✓	✓	<a href="https://www.samsungsdi.com/">https://www.samsungsdi.com/</a>	MH21015
LG Energy Solution - (Korea)	✓	✓	<a href="https://www.lgenergy.com/">https://www.lgenergy.com/</a>	MH18866
Murata Manufacturing - (Japan)	✓	✓	<a href="https://www.murata.com/en-global/products/batteries/cylindrical">https://www.murata.com/en-global/products/batteries/cylindrical</a>	MH12586
E One Moli - (Taiwan)	✓	✓	<a href="http://www.moli.com/">http://www.moli.com/</a>	MH27872
Tianjin Lishen Battery Joint Stock - (China)	✓	✓	<a href="http://en.lishen.com.cn/">http://en.lishen.com.cn/</a>	MH27863
EVC Energy - (China)	✓	✓	<a href="https://en.evcbattery.com/">https://en.evcbattery.com/</a>	MH28717
Dalian CBAK Power Battery - (China)	✓	✓	<a href="http://www.cbak.com.cn/">http://www.cbak.com.cn/</a>	MH61126
Guangzhou Great Power - (China)	✓	✓	<a href="http://www.greatpower.net/">http://www.greatpower.net/</a>	MH27311
Jiangsu Highstar Battery Manufacturing - (China)	✓	✓	<a href="http://www.highstar.com/">http://www.highstar.com/</a>	MH18739
Dong Guan K Tech New Energy - (China)	✓	✓	<a href="https://www.greenergybattery.com/">https://www.greenergybattery.com/</a>	MH149077
Jiangsu Tenpower Lithium - (China)	✓	✓	<a href="https://www.tenpowercell.com/">https://www.tenpowercell.com/</a>	MH46259
DLG (Shanghai) Electronic Technology - (China)	✓	✓	<a href="https://www.dlg-battery.com/">https://www.dlg-battery.com/</a>	MH29824

NASA Battery Workshop 2022より

	宇宙用電池	民生電池(産業用)
コスト	高	低
エネルギー密度	中	高
品質	高	高(未証明)
認定	有	無(バッテリーとして認定)
納期	長	短

## まとめ

- 宇宙用として選定する民生電池と、宇宙用電池との比較では、材料、機能、基本性能に大きな違いはない。
- コスト差の主要因は、製造数量の差と宇宙用電池の品質証明(認定)にかかる費用。
- EV用民生電池は、積極的な開発投資により最新の電池技術導入による高エネルギー密度化が促進。
- EV用産業用民生電池の品質は高いと想定されるが、客観的証明はバッテリーとして実施

⇒ 産業用民生電池の宇宙適用の課題は、メーカー想定外使用環境によるセル調達性の困難さ、設計変更の頻発、設計検証および品質保証の困難さ。

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

#### 3.3.3 電源系技術

##### 3.3.3.1 電源系技術調査

###### 3.3.3.1.1 電力制御系調査

###### 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査

###### 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査

##### 3.3.3.2 強み・弱み分析

##### 3.3.3.3 戦略・研究開発計画の検討

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

## 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査

- ① まとめ
- ① 太陽電池パドル
- ② 太陽電池セル

## 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査 ①まとめ

太陽電池パドル：ロケットへの複数衛星搭載を念頭とした高収納パドルの開発が進む。

太陽電池セル：欧米の高効率な3接合太陽電池が主流であるが、低効率でも安価、大量生産が可能な太陽電池への注目も集まっている。

太陽電池  
パドル

- ・各メーカーともに旧来のリジッド型（剛なパネル上に太陽電池セルを実装し、パネルを屏風の様に展開させる。）のパドルは引き続き使用しつつも、従来は一部の機種のみで採用されがちであったフレキシブルタイプパドル（太陽電池セルを柔軟なシート上に実装し、独自の展開機構にて同シートを展開させる）についても、各社独自に商用業界においてもここ数年開発と適用が拡大しており、既に実用衛星のフライト品への適用も多くみられるようになってきている。
- ・一方で単にリジッド型パドルへの代替としてのフレキシブルパドル適用といった切り口ではなく、ロケットへの複数衛星搭載を念頭にフレキシブルパドル開発を実施していると考えられ、単にパドルそのものの軽量化・高収納化・低コスト化のみを追求するのではなく、各社の衛星バスのロケットへの複数衛星搭載を念頭においた設計方針していると推測され、衛星全体として連携した開発方針を選択するトレンドとなっていると推測され、日本としてもこれに対応した開発の加速が必要である

太陽電池  
セル

- ・ 主流は欧米のメーカーが供給するGe基板ベースの化合物半導体 3 接合太陽電池(効率約30%)
- ・ 接合数を増やして性能を向上したものの、さらに薄膜化により軽量化した太陽電池の供給も開始。
- ・ 一方で小型衛星コンステレーション等による需要の急拡大、中国のGe輸出規制等への対応として、効率は低いものの安価で大量生産が可能な薄膜Si太陽電池やCIGS太陽電池にも注目が集まっている。
- ・ 日本発の技術であり、製造コストが低いペロブスカイト太陽電池も注目されており、CIGSとのタンデム化により化合物太陽電池に比肩する性能を実現できる可能性がある。
- ・ また、英国QST社の独占状態にあった太陽電池保護用ガラス事業への他社参入が始まっているが、急激な需要増に生産能力拡充が追い付いていない。供給能力の拡充、保護用ガラス代替材料の開発、耐放射線性の高い太陽電池の保護ガラス無しでの使用技術の開発等が必要である。また、有事の際に衛星の機能の残存性を高めるための太陽電池の保護機能を持つガラス材料および保護コーティングの開発が必要である。

# 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査 ①太陽電池パドル

## 太陽電池パドルに関する調査事例(1/3)

### 調査①MAXSAR/REDWIRE (ROSA)

#### ロールアウトタイプ

ステム（巻きだされると、平面から円筒に曲がり、パイプとしての構造的な強度を有する形となる）上下2本

15kW to 25kW class ROSA wing sizes (30kW to 50kW array with two wings)



出典: REDWIRE

- ISSでの軌道上デモ展開実績
- SSL-500バス 等

規格化された太陽電池セルシートをつないでいると推定  
収納時は円筒（マンドレル）に巻き取られる。

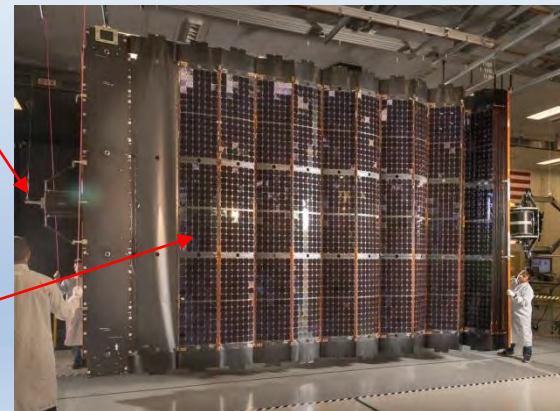
### 調査②LOCKEED MARTIN (A2100バス)

#### フラットバックタイプ

・複数機打ち上げ

伸展マスト（ステム）。1本のステムとなっており、このため構造的にはより大きく、強度の高いものが必要となっている。

膜状の太陽電池セルシート。セル面同士が向かい合って収納されるため、何かしらのセル面の保護技術・ノウハウがあると予想。



### 調査③THALES (Inspireバス)

#### ロールアウトタイプ

・複数機打ち上げ



出典: DOI: 10.1051/e3sconf/20171601005

ロールアップ型（太陽電池を搭載した膜状のセルシートをロール状に巻き取り収納・展開させる方式）の太陽電池セルシートの収納方式を採用していると推測

### 調査④AIRBUS (ONESATバス)

・複数機打ち上げ

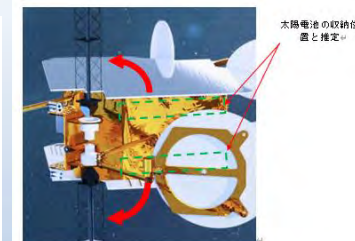


伸展マスト

太陽電池セルシートの両側を強度の高いリジッドパネルで挟み込んで収納させているものと推定される。

(出典: https://www.airbus.com/)

2列のフラットバック型収納の太陽電池セルシート



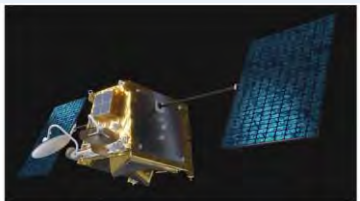
同社については公開写真がなく、分析の確度は低い。近々に複数の打ち上げが予定されている。

伸展マストを主構造体とし、マストを挟んで2列に並んだフラットバックの太陽電池セルシートから構成されるものと推定される。太陽電池パドルの技術はNorhrop Grumman社のCTA (Compact Telescoping Array)を採用

# 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査 ①太陽電池パドル

## 太陽電池パドルに関する調査事例(2/3)

### 調査⑤ AIRBUS (ONEWEB)



Facts & Figures  
 size: less than 150 kg  
 weight: up to 4 built every day  
 900 satellites to be built



・複数機打ち上げ

従来リジッド型の太陽電池パドルを採用。同バスは製造ラインのシステム化と組立に部分的にロボットを使用し、1日4機の製造ペースを可能とした合計900機の大量生産によるコンステレーション衛星。衛星構体を台形として、円周に衛星を搭載することで、複数機のロケット搭載を可能に

### 調査⑥ BOEING/REDWIRE (iROSA)



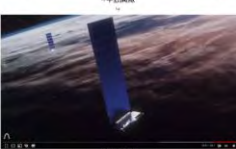
調査①の技術を用いたロールアウト型／太陽電池セルシート適用の太陽電池パドル。ISSの太陽電池システムの交換適用。1機あたり20Kw発生する大型展開パドル。

### 調査⑦ SPACE-X Starlink

初期型



薄い太陽電池セルシートを使用



バージョン2

PAYLOADS  
 21 Starlink v2.0 Mini Satellites (#01 - #21)  
 configured with F9-2 spacecraft bus  
 Each unit has a mass nearly around 790 kg.  
 #3492 -  
 #3512



パンタグラフ機構？

・複数機打ち上げ



STARLINK衛星は小型の衛星であり、1回の打ち上げで60機を打ち上げる。このため、衛星構体と実装される太陽電池セルは小型であり、量産を前提とした非常にシンプルな構成で成り立っているものと推定。フラットバック型のパネル収納方式で、セルは薄いパネルもしくはフィルムに実装されており、収納時のパネル同士は接触させた状態で高密度に収納させていると推定。V2の図から、展開駆動はパンタグラフ機構を使用していると推測される。軽量な小型衛星でかつ複数機をスタックして打ち上げる特殊な打上げコンフィギュレーションであるからこそ、実現できる特殊な収納方式と考えられる。

# 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査 ①太陽電池パドル

## 太陽電池パドルに関する調査事例(3/3)

### 調査⑧AIRBUS (Sparkwing)

The screenshot shows the Sparkwing website interface. On the left, there is a navigation menu with sections: 'your go-to partner for smallsat solar arrays', 'smallsat solar arrays', 'our approach' (with steps 1-4), and 'order your solar array'. The main content area features a 3D model of a solar panel array with callouts for 'front illumination', 'back illumination', 'control specifications', 'power', 'weight', 'size', 'materials', 'back', 'mounting', 'control electronics', 'test', 'certification', and 'lead times and volume'. Below the 3D model is a table with columns for 'part number', 'description', 'lead time', and 'volume'. The table contains several rows of data. At the bottom left, there is contact information for Sparkwing, including a phone number (+31 71 52 49 775) and a website (www.sparkwing.nl).



小型衛星用の汎用・短納期を目指すパドル。パドルとしては従来リジッド方式。規定された複数のサイズ・構成あらかじめ認定しておき、その範囲において、低コスト・短納期を売りに、カタログを売りに近い販売方式を目指して開発された。3Dモデルも用意されており、HPからダウンロード可能。

### 調査⑨Boeing (702Xバス)



従来のリジッド太陽電池パドル。薄型の衛星構体形状を選択することで、複数機同時打ち上げを実現。(太陽電池パドルは従来方式が大きく変えない方針)






# 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査 ①太陽電池パドル

## 中～大型衛星用パドルでの比較

## 小型衛星用パドルでの比較

衛星メーカー/ 衛星バス	開発コンセプト	メリット (推測)	デメリット (推測)
<b>MAXAR/REDWI RE/BOEING -ROSA -SSL-500</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ロールアウトタイプ</li> <li>・進展マスト(ステム)</li> <li>・複数同時打ち上げ(3機) (打上げコスト削減)</li> <li>・ISS関連開発</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・軽量</li> <li>・搭載部の面積が小さい</li> <li>・超大型化</li> <li>・高収納性</li> <li>・打上げ実績</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ロールタイプのため収納高さが高め</li> <li>・機構が複雑であり信頼性、コスト面・量産性でのデメリットの可能性</li> <li>・小型衛星には向かない</li> </ul>
<b>Thales -INSPIRE (SolarFlex)</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ロールタイプ</li> <li>・進展マスト(ステム)</li> <li>・複数同時打ち上げ(3機) (打上げコスト削減)</li> <li>・ESA/ARTESプログラム</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・軽量</li> <li>・搭載部の面積が小さい</li> <li>・受注実績、製造中</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ロールタイプのため収納高さが高め</li> <li>・機構が複雑であり信頼性、コスト面・量産性でのデメリットの可能性</li> </ul>
<b>LockheedMartin -A2100</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・フラットパック</li> <li>・進展マスト(ステム)</li> <li>・複数同時打ち上げ(2機) (打上げコスト削減)</li> <li>・16KW以上で拡張性あり</li> <li>・ISS実績適用</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・軽量</li> <li>・搭載部の面積が小さい</li> <li>・フライト実績(Hellas Sat4/Aabsat-6A/JCsat17)</li> <li>・ISSへの提供実績</li> <li>・リジットパネルより軽量</li> <li>・高収納性 (HPIには50%多い電力を30%少ない質量で提供できると記述あり)</li> <li>・打上げ実績</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・大電力以外ではコスト面でのデメリットの可能性 (16KW以上記載から)</li> <li>・機構が複雑であり信頼性、コスト面・量産性でのデメリットの可能性</li> </ul>
<b>Airbus -Onesat</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・フラットパック</li> <li>・進展マスト</li> <li>・12kW級</li> <li>・複数同時打ち上げ(打上げコスト削減)</li> <li>・ESA/CNES開発支援</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・高収納性</li> <li>・フラットパックでユニット化しており、パネル面積を柔軟に設計できることによる発生電力の柔軟性 (公開資料に発生電力も含めたFlexibilityを売りしている記載有)</li> <li>・受注実績、製造中</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・機構が複雑であり信頼性、コスト面・量産性でのデメリットの可能性</li> </ul>

衛星メーカー/ 衛星バス	開発コンセプト	メリット (推測)	デメリット (推測)
<b>Airbus -OneWeb</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・リジットパネル</li> <li>・屏風展開 (従来型)</li> <li>・小型コンステ</li> <li>・複数同時打ち上げ (打上げコスト削減)</li> <li>・量産・低コスト</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・構造がシンプル (SAP単体においても低価格化を指向)</li> <li>・大量生産、短納期</li> <li>・打上げ実績</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・発生電力が大きすぎないため小型衛星に限られる。</li> <li>・発生電力の柔軟性は低い。</li> <li>・搭載面積が大きい</li> </ul>
<b>Space-X -Starlink</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・フラットパック</li> <li>・屏風展開 (パンタグラフ機構)</li> <li>・小型コンステ</li> <li>・複数同時打ち上げ(60機) (打上げコスト削減)</li> <li>・量産/低コスト</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・展開機構にパンタグラフを用いられている (特異な展開機構)</li> <li>・軌道上で展開・収納が可能</li> <li>・高収納性</li> <li>・打上げ実績あり</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・小型衛星特化とみられ、大型化は困難</li> <li>・展開時の剛性確保が難しい</li> <li>・搭載面積が大きい</li> </ul>
<b>Airbus -Sparkwing</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>・リジットパネル</li> <li>・屏風展開 (従来型)</li> <li>・小型衛星</li> <li>・標準設計/COTS</li> <li>・低コスト</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・標準化による複数要求電力に対するSolar ArrayのCOTS化を目指す。</li> <li>・構造がシンプル (SAP単体においても低価格化を指向)</li> <li>・打上げ実績(2023)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・発生電力が大きすぎないため小型衛星に限られる。</li> <li>・搭載面積が大きい</li> </ul>

※いずれも欧米メジャーメーカーによる市場投入済み。打上げ実績あり、もしくは開発完了。

## 3.3.3.1.3 太陽電池パドル技術調査 ②太陽電池セル

## 太陽電池の調査事例

## 調査①SPECROLAB -米国-

宇宙用太陽電池 3大メーカーの一つ。

名称	変換効率	タイプ	備考
XTE family	32%	化合物 3J	用途別 3種
XTJ Prime	30.7%	化合物 3J	
XTJ	29.5%	化合物 3J	
実績		生産力	価格
A		B	D

## 調査②Rocket Lab(SolAero) -米国-

宇宙用太陽電池 3大メーカーの一つ。IMM-αの後継であるIMM-βとZ4Jの後継であるZ4J+を開発中。

名称	変換効率	タイプ	備考
IMM-α	32%	薄膜化合物	
Z4J	30.%	化合物4J	
ZTJ	29.4~30.2%	化合物 3J	用途別 3種
実績		生産力	価格
A		B	D

## 調査③5N PLUS(AZUR APACE) -独国-

宇宙用太陽電池 3大メーカーの一つ。

名称	変換効率	タイプ	備考
4G32-Advanced	31.8%	化合物4J	
3G30-Advanced	29.8.%	化合物3J	
実績		生産力	価格
A		B	D

## 調査④シャープ -日本-

日本国内唯一の太陽電池メーカー。累計生産量200万枚以上。

名称	変換効率	タイプ	備考
IMM 3J Type B	31.2%	薄膜化合物	
IMM 3J Type C	30.6%	薄膜化合物	
TJ502	28.4%	化合物 3J	
実績		生産力	価格
A		C	D

実績：A=累計生産量100M枚以上又は1MW以上で打上実績有り B=打上実績あり C打上実績無し

生産力：A=10MW/年以上 B=500KW/年以上 C=50KW/年以上 D=立ち上げ中

価格：A=\$5/W以下 B=\$50/W以下 C=\$100/W以下 D=\$300/W以下

## 太陽電池の調査事例

## 調査⑤CESI -伊国-

現在は太陽電池はⅢ-V属化合物半導体を主に生産。

名称	変換効率	タイプ	備考
CTJ-30	29.0%	化合物3J	
CTJ-LC	26.5%	化合物3J	
実績	生産力	価格	
B	C=>B	C	

## 調査⑥Microlink -米国-

化合物半導体薄膜太陽電池を製造。宇宙用セルは現在開発中だが、エアバスの開発する高高度無人機「ゼファー」用の太陽電池を供給。

名称	変換効率	タイプ	備考
MTJ1	29.5%	薄膜化合物	低軌道向
MSF1	29.0%	薄膜化合物	静止軌道向
実績	生産力	価格	
C	C=>B	C	

## 調査⑦mPower -米国-

2015年に米国Sandia National LaboratoriesからのSpin Offで設立。モジュール化した太陽電池を販売。

名称	変換効率	タイプ	備考
DS-100	18.7%	薄膜Si	
実績	生産力	価格	
B	C=>B	B	

## 調査⑧Solestial -米国-

米国アリゾナ州立大学からのSpin Off企業。厚さ20μmの薄膜シリコン太陽電池(ヘテロ接合)を開発。比較的低温(約80℃)でアニール(放射線劣化からの回復)可能という特性が注目されている。同セルを搭載したプラットフォームはAtomos SpaceのOTV用に選定された。

名称	変換効率	タイプ	備考
Cell	22%	薄膜Si	ヘテロタイプ
実績	生産力	価格	
C	D	B	

実績：A=累計生産量100M枚以上又は1MW以上で打上実績有り B=打上実績あり C=打上実績無し

生産力：A=10MW/年以上 B=500KW/年以上 C=50KW/年以上 D=立ち上げ中

価格：A=\$5/W以下 B=\$50/W以下 C=\$100/W以下 D=\$300/W以下

## 太陽電池の調査事例

## 調査⑨出光興産 -日本-

地上用CIS太陽電池の量産からは撤退したが、CISの「高放射線耐性」という優位性を生かせる宇宙用途の開発を実施中。

名称	変換効率	タイプ	備考
実験室レベル	23.35%	CI(G)S	1cm <sup>2</sup>
量産モジュール	15.8%	CI(G)S	

実績	生産力	価格
C	D	B

## 調査⑩Ascent SOLAR -米国-

2005年設立のCIGS太陽電池メーカー。NASAの実験ミッション(LISA-T)にCIGS太陽電池搭載のブランケットを供給。

名称	変換効率	タイプ	備考
	約10%	CIGS	

実績	生産力	価格
C	B=>A	B*

B\*:参考値(民生品販売価格)

## 調査⑪Swist Solar -米国-

米国MITからのSpin Off企業。ペロブスカイト太陽電池を開発中。

名称	変換効率	タイプ	備考
	25%以上(目標)	ペロブスカイト(タンデム)	

実績	生産力	価格
C	D	C

実績：A=累計生産量100M枚以上又は1MW以上で打上実勢有り B=打上実績あり C打上実績無し

生産力：A=10MW/年以上 B=500KW/年以上 C=50KW/年以上 D=立ち上げ中

価格：A=\$5/W以下 B=\$50/W以下 C=\$100/W以下 D=\$300/W以下

## 3.3.3.1.3 太陽電池パドル技術調査 ②太陽電池セル

## 保護用ガラスの調査事例

## 調査①QIOPTIQ(QST) -英国-

宇宙用太陽電池用保護ガラスのデファクトスタンダード。3000機以上の人工衛星で使用されている。

名称	タイプ	ガラス	備考
CMX	標準	セリウム添加ボロシリケートガラス	
CMG	GaAsセル向		
CMO	高放射線環境向		

反射防止、紫外線反射、赤外線反射、導電性等のコーティングの適用が可能

## 調査②Schott -独国-

一度宇宙用太陽電池用保護ガラス事業から撤退したが、復帰。

名称	タイプ	ガラス	備考
0787	標準	セリウム添加ボロシリケートガラス	

反射防止コーティングの適用が可能

## 調査③Martin Material Solutions -米国-

2016年創業。コンステレーション用衛星向けに保護用ガラスを生産中。一部は打上済。

名称	タイプ	備考
0214	セリウム添加ボロシリケートガラス	Corning製
HPFS 7980	溶融石英	Corning製

反射防止、紫外線反射、導電性等のコーティングの適用が可能

## 調査④日本電気硝子 -日本-

厚さ30μmまでの製造が可能。

名称	タイプ	備考
	超薄板カバーガラス	

反射防止コーティングの適用が可能

## 3.3.3.1.3 太陽電池パドル技術調査 ②太陽電池セル

## ● 太陽電池の比較

セルメーカー	国	セル名称	変換効率	タイプ	評価				
					実績	生産力	価格	総評	
Spectrolab	米国	XTE family	32%	化合物3J	A	B	D	実績多数の主要メーカーだが、需要増および各国のインフレにより、総じて高価、長納期化の傾向。どのメーカーもLEOのコンステ需要を受けLEO向けに特化したラインナップを用意しているが、MEO向けに特化したラインナップは、Spectrolab(XTE-HF)とSolAero(Z4J+)あるが、AZURはなし	
		XTJ Prime	31%	化合物3J					
		XTJ	30%	化合物3J					
Rocket Lab (SolAero)	米国	IMM-α	32%	薄膜化合物	A	B	D		
		Z4J	30%	化合物4J					
		ZTJ family	29%	化合物3J					
5N Plus (AZUR Space)	独国	4G32-Advanced	32%	化合物4J	A	B	D		
		3G30-Advanced	30%	化合物3J					
Sharp	日本	IMM 3J Type B	31%	薄膜化合物	A	C	D		高効率かつ軽量だが、高価 自社でリアクタを所有していないため、ウェハを購入する必要あり 自社で生産設備を増強しつつあるものの、主力メーカーと比較すると実績は劣る
		IMM 3J Type C	31%	薄膜化合物					
		TJ502	28%	化合物3J					
CESI	伊国	CTJ-30	29%	化合物3J	B	C=>B	C		
		CTJ-LC	27%	化合物3J					
Microlink	米国	MTJ1	30%	薄膜化合物	C	C=>B	C		
		MSF1	29%	薄膜化合物					
mPower	米国	DS-100	19%	薄膜Si	B	C=>B	B	軌道上実証開始。低価格化が見込めるが、化合物と比較すると低効率のため、大面積が必要。	
Solestial	米国	SHJ Cell	22%	薄膜Si(ヘテロ接合)	C	D	B		
出光興産	日本	実験室レベル	23%	CI(G)S	C	D	B	地上用の量産ノウハウはあるものの、宇宙用実績はない	
		量産モジュール	16%	CI(G)S					
Ascent Solar	米国	-	10%	CIGS	C	B=>A	B	NASAの実験ミッション(LISA-T)にCIGS太陽電池搭載のプランケットを供給実績あり	
Swift Solar	米国	-	25%	ペロブスカイト(タンデム)	C	D	C	米国MITからのSpin Off企業。現在開発中。	

## ● 保護用ガラスの比較

ガラスメーカー	国	名称	ガラスタイプ	総評
Qioptic	英国	CMX	セリウム添加ボロシリケートガラス	標準的に実績多数
		CMG		GaAs向けで実績多数
		CMO		高放射線環境に適用可
Schott	独国	0787	セリウム添加ボロシリケートガラス	ガラスメーカーとしては老舗。ESA認定取得済み。
Martin Material Solutions	米国	0214	セリウム添加ボロシリケートガラス	実績多数のCorning0214使用
		HPFS 7980	熔融石英	高放射線環境に適用可
日本電気硝子	日本	超薄板カバーガラス	ボロシリケートガラス	宇宙用実績あり

実績：A = 累計生産量100M枚以上又は1MW以上で打上実績有り B = 打上実績あり C 打上実績無し

生産力：A=10MW/年以上 B=500KW/年以上 C=50KW/年以上 D=立ち上げ中

価格：A=\$5/W以下 B=\$50/W以下 C=\$100/W以下 D=\$300/W以下

- JAXAとESAにて採用されている部品プログラム基準書の調査を実施した。
  - ESAの基準においては明確に域内の部品を優先的に使用する基準となっていた。
  - JAXAの基準においてはJAXA認定品の優先利用の記述はあるものの、優先度には不明確さがある。
- JAXAも基準にて明確に国内部品を優先する形として、JAXA開発衛星には国内部品を使用することで、部品ベンダーにとって安定顧客が生まれ、日本宇宙用部品の底上げにつながる可能性がある。

JAXAとの意見交換会にて、「太陽電池セルのように欧州では域内の部品を優先利用させることで、産業振興を行ってきた例がある。」という意見を受けて、両者の差異に関して調査を実施した。

#### 5.2 部品選定

##### 5.2.1 共通事項

...

以下の一般事項を考慮して部品の選定と事前評価を行うこと。

- (1) 部品選定にあたっては、候補部品の品種を最小限に絞る検討を行うこと。
- (2) 部品選定にあたっては、原則として JAXA認定部品を優先利用すること。
- (3) 部品選定にあたっては、表 5-1に掲載された標準部品を優先使用すること。(← JAXA/ESCC/MIL品は同列)

...

JMR-012A

#### 4.2.2.3 Preferred sources

- a. Parts shall be chosen from the EPPL part I.
- b. For parts not selected from the EPPL part I, the following sources shall be considered in the following order of precedence:
  1. EPPL part II (when compatible with the project requirements)
  2. <<deleted>>
  3. NPSL level 1 and level 2 or 3 (when compatible with the project requirements),
  4. MIL QPL's and QML's.
- c. Parts subject to export restrictions or regulations shall not be preferred.

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

#### 3.3.1 オンボード基盤技術

#### 3.3.2 誘導制御系技術

#### 3.3.3 電源系技術

##### 3.3.3.1 電源系技術調査

###### 3.3.3.1.1 電力制御系調査

###### 3.3.3.1.2 バッテリー技術調査

###### 3.3.3.1.3 太陽電池技術調査

##### 3.3.3.2 強み・弱み分析

##### 3.3.3.3 戦略・研究開発計画の検討

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認



		電源制御系	バッテリー	太陽電池パドル・セル
世界の動向		<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 次世代パワーデバイス GaN 実用段階への移行</li> <li>✓ 電源制御回路のデジタル制御化が進行</li> <li>✓ 電気推進用 高電圧・大電力電源の精力的な開発継続</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 液系リチウムイオンバッテリーセルに関しては仏SAFT社が開発をリード</li> <li>✓ 次世代バッテリーセルとして有望な全固体セルは各国取り組みを進めており、日本としても追従が必要。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ パドル：ロケットへの複数衛星搭載を念頭とした高収納パドル開発が進む</li> <li>✓ セル：欧米の高効率な3接合太陽電池が主流。一方低効率でも安価な太陽電池にも注目集まる。</li> </ul>
日本の現状	強み	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ デバイス：民生分野では国内にGaN半導体の担い手あり。宇宙用部品も海外製ではあるがルネサス製品があり。</li> <li>✓ デジタル電源：SLIMにて軌道上実証は世界的に先行。</li> <li>✓ 電気推進電源：ETS-9にて開発実績はあり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 民生分野での材料技術、全固体電池の開発</li> <li>✓ GYTセルの豊富な軌道上実績</li> <li>✓ 海外輸出を含む、豊富な宇宙用バッテリー製品の軌道上実績</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ パドル：従来リジッド製品に関しては実績も多く、輸出実績もあり。</li> <li>【セル】</li> <li>✓ シャープ：高効率薄膜セルの軌道上実績あり</li> <li>✓ 出光興産：耐放射線性が高いCISセル</li> </ul>
	弱み	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ デバイス：宇宙用GaN半導体に関しては、国内に担い手なし(ルネサス製品はあるが、海外製)</li> <li>✓ デジタル電源：普及はこれからの状況。</li> <li>✓ 電気推進電源：軌道上実績がない、また、SWaPの観点から海外製品との差異あり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 海外宇宙用製品とSWaP-C 性能差がきつ々あり、キャッチアップが必要な状況。</li> <li>✓ 国内開発品に対するサポートが欧州と比べると弱い</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>【パドル】</li> <li>✓ リジッド製品のコモディティ化によるコスト競争力の低下</li> <li>✓ 高収納パドルの開発実証実績なし</li> <li>【セル】</li> <li>✓ コスト競争力・生産能力が低い</li> <li>✓ 国内開発品に対するサポートが欧州と比べると弱い</li> </ul>

	電源制御系	バッテリー	太陽電池パドル・セル
日本の現状	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 宇宙用GaNデバイスの国内製造担い手がいない。</li> <li>✓ デジタル電源はSLIMで実証したものの、普及はこれから</li> <li>✓ 電気推進用電源は開発中であるが、未実証。SWaPの観点からも差異あり。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 海外宇宙用製品とSWaP-C性能差がつきつつあり、キャッチアップが必要な状況。</li> <li>✓ 国内開発品に対するサポートが欧州と比べると弱い</li> </ul>	<p>【パドル】</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ リジッド製品のコモディティ化によるコスト競争力の低下</li> <li>✓ 高収納パドルの開発実証実績なし</li> </ul> <p>【セル】</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ コスト競争力・生産能力が低い</li> <li>✓ 国内開発品に対するサポートが欧州と比べると弱い</li> </ul>
開発計画案	<p><b>① 技術普及までの継続した開発・事業サポート</b></p> <p>我が国では、世界初・世界最高性能等の技術開発に成功したものの、その後の普及・事業化がうまくいかず、世界の後塵を拝する技術が多い。技術実証後もその普及・実用化まで継続した開発・事業サポートの仕組みが必要である。</p>	<p><b>② 国内部品の保護</b></p> <p>JAXA開発衛星のように、国内で開発する衛星に関しては、日本国内の部品を優先する仕組みが必要ではないか。</p>	<p><b>③ 国産バッテリー・太陽電池パドル・セルの高性能化・低コスト化開発</b></p> <p>小型衛星等の打上数増加により、供給が厳しくなっている現在が、開発・サポートを行うよいタイミングとなっている可能性がある。国産化による国内衛星メーカーのサプライチェーンリスク低下も鑑み、開発を進める意義はあると考えられる。</p>

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

#### 3.4.1 熱制御系技術

##### 3.4.1.1 熱制御系技術調査

##### 3.4.1.2 強み・弱み分析

##### 3.4.1.3 戦略・研究開発計画の検討

#### 3.4.2 構造系技術

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

## 3.4.1.1 熱制御系技術調査

- ① まとめ
- ② 能動的熱制御技術
- ③ 受動的熱制御技術
- ④ 長期的な技術開発動向

➤ 通信衛星の大容量化・フルデジタル化に伴う発熱量増大への対応として熱制御系も急速に進化

技術分野

能動熱制御技術

トレンド

- 各国でフルデジタル衛星の開発・実用化が開始されており、大容量の二相流体ループを用いた排熱システムについても研究開発段階から、実用化段階へと移行した。
- 二相流体ループの排熱システムを採用している衛星は、発熱箇所と放熱面の $\Delta T$ が下げやすいため、ラジエータの温度を上げることが可能となり、ラジエータの小型化が可能となる。

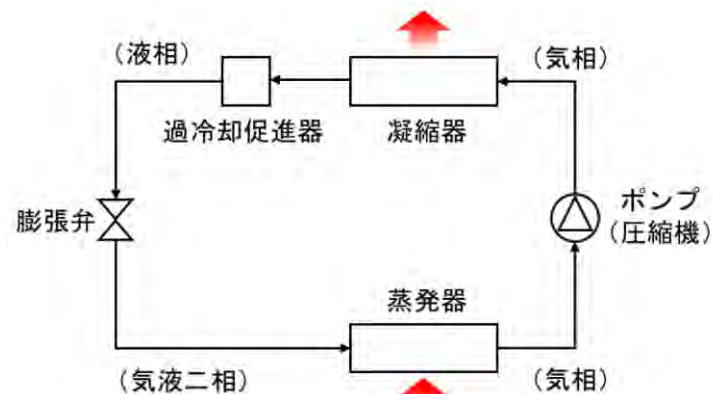
受動熱制御技術

- 機器内の局所的な発熱を排熱するため、従来よりヒートパイプを活用した設計はあったが、機器の発熱量増加に対応するため、より排熱効率を上げる目的でLoop Heat Pipe(LHP)、Pulsating Heat Pipe(PHP)の開発事例が見受けられる。
- 小型衛星等の低リソース衛星や、月面探査での越夜等に、潜熱を利用した蓄熱材(PCM:Phase Change Material) の活用事例が見受けられる。

### 3.4.1.1 熱制御系技術調査 ①能動的熱制御 概要

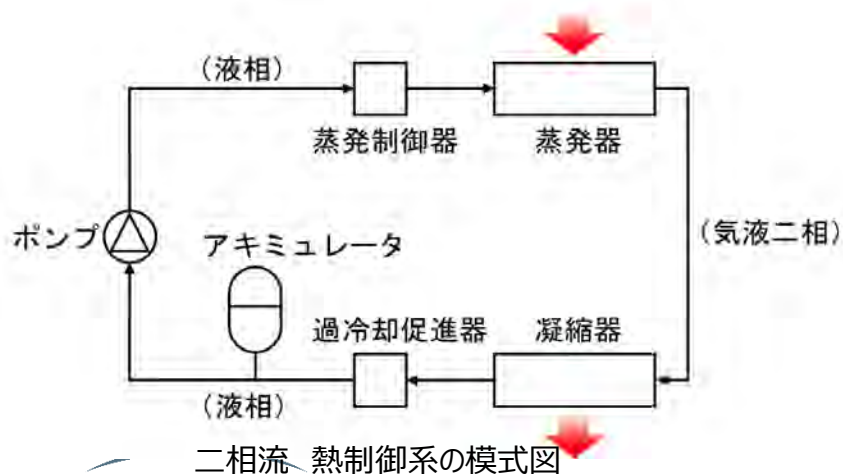
#### 各種能動熱制御系の特質

ポンプ方式	単相流体ループ	二相流体ループ	ヒートポンプ
排熱方式	顕熱利用	潜熱利用	潜熱利用
質量	大	中	小～中
ポンプ動力	中	小	大
熱交換器内温度分布	大きな温度分布が生じる	温度分布は小さい	温度分布は小さい
放熱面上限温度	搭載機器許容温度上限以下	搭載機器許容温度上限以下	搭載機器許容温度上限より高温化可能
重力の影響	小	大	大
ループ構成			



ヒートポンプ熱制御系の模式図

#### 二相流熱制御系における各部位の役割



二相流熱制御系の模式図

構成機器	主な機能
ポンプ(Pump)	冷媒の圧送
蒸発制御器	ポンプから圧送された過冷却状態の冷媒を飽和蒸気温度・圧力に近づけて、蒸発器で冷媒を蒸発しやすくする。
蒸発器(Evaporator)	冷却対象となる発熱機器に取り付けられた熱交換器。蒸発器内部の冷媒が熱を受け取って蒸発することで、蒸発潜熱による高い熱交換効率で発熱機器を冷却する。
凝縮器(Condenser)	深宇宙へ放射冷却する放熱パネルに取り付けられる熱交換器。凝縮器内部の冷媒が熱を放出して凝縮することで、凝縮潜熱による高い熱交換効率で放熱パネルへ排熱する。
過冷却促進器	凝縮器のみでは冷媒の過冷却温度を十分に確保した完全凝縮状態にできない場合に使用し、気泡がポンプに流入することを防ぐ。
アキミュレータ(Accumulator)	システム全体の冷媒量と圧力、飽和蒸気温度を制御する機器。

## 他国のフルデジタル衛星の開発例①：SES-17

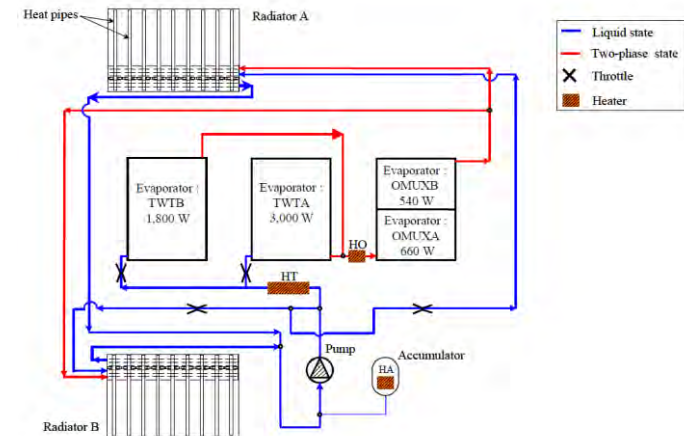
Satellite	SES-17
Satellite Bus	Space Neo
Operator	SES
Manufacturer	TAS
Launch date	24 October 2021, 02:10 UTC
Start Services	16 June 2022 (Fully Operation)
Power	15 kW
Life	15 years
Band	~200 Ka-band spot beams
Thermal Control Technology	two-phase Mechanically pumped loops (2ΦMPL)

## ■ 調査概要

- TAS社が開発した衛星バス(Space Neo)をベースとしたSES-17は15kW級の出力が可能はVHTS(Very High Throughput satellite)衛星であり、大容量通信に伴う大排熱システムとして、二相流メカニカルポンプ方式の排熱システム(2ΦMPL:two-phase Mechanically pumped loops)を採用している。
- 既に当該衛星は打上が完了しており、軌道上でのフルオペレーション運用も開始されていることから、フルデジタル衛星およびその排熱システムは実用段階にあると言える。
- 衛星コンフィグレーションに目を向けると、従来衛星において主放熱面として採用されてきた南北の放熱面が大型化していることに加えて、従来衛星では放熱面として採用されることが比較的少なかった東西面においても、ほぼ全面放熱面として採用されていることから、フルデジタル衛星の排熱に必要なラジエータ面の面積が従来衛星の規模と比較して、大幅に増大していることが確認できる。



SES-17の外観図



TASの排熱システム(2ΦMPL)の概略図

## 国内のフルデジタル衛星の開発例：ETS-9

Satellite	ETS-9
Development	JAXA
Manufacturer	三菱電機
Power	25kW
Mass	4.9ton
Life	15 years
Band	Ka-band
Thermal Control Technology	ATCS(Active Thermal Control System)



<http://www.mitsubishielectric.co.jp/society/space/satellite/communication/ets9.html>

[https://www.mext.go.jp/kaigisiryoy/content/20210628-mxt\\_uchukai01-000016392\\_11.pdf](https://www.mext.go.jp/kaigisiryoy/content/20210628-mxt_uchukai01-000016392_11.pdf)

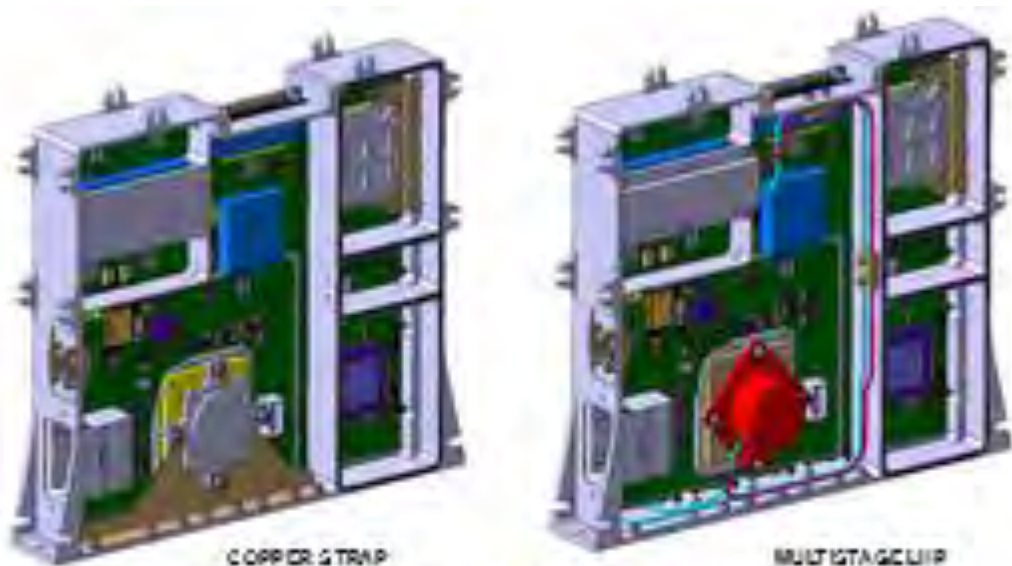
## ■ 調査概要

- 静止通信衛星における通信の大容量化およびフレキシビリティ(照射域や帯域幅の可変機能)の獲得に対する市場の需要は以前として高く、フルデジタル衛星の開発・運用化は、欧州を中心に推進されている状況である。フルデジタル衛星においては、通信大容量化やフレキシビリティの獲得のための衛星の処理能力向上などにより、増大した通信系機器の発熱を排熱することが必要不可欠であり、フルデジタルペイロードの排熱システムの開発・実用化は急務となっている。
- 衛星バスの競争力を確保するためには、冷媒の蒸発潜熱を利用した二相流によるアクティブ熱制御技術が必要である。
- ETS-9ではペイロード排熱量の増大に伴い、メカニカルポンプを用いたアクティブ熱制御実証システム(ATCS)の実証をETS-9で行い、フルデジタル化による商用通信衛星市場における競争力を確保する。
- 将来に向け、さらなる排熱能力(効率)の向上、信頼度の向上(長寿命化を含む)、システムインテグレーション性の向上が必要である。



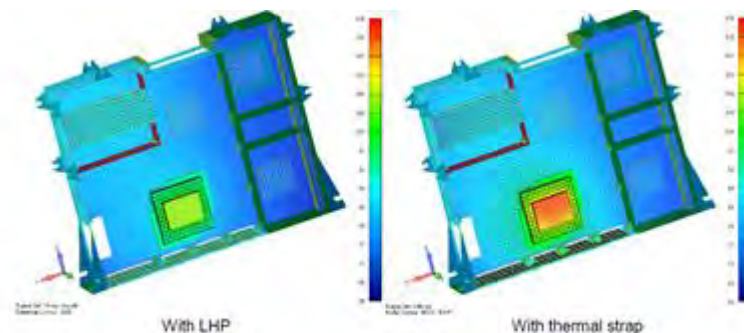
Loop Heat Pipe (LHP)の開発例：Airbus社(仏)

- LHPは気液の相変化を利用した二相熱輸送素子で、毛細管現象を利用する点などは従来の一般的なヒートパイプに類似するが、片方向への流れがループとなって循環する構造を持ち、熱輸送力が向上している。
- CopperSTRAPをmini LHPとすることで、熱コンダクタンスは3倍向上。
- 2015年 EMLレベルの検証完了



Credits : Airbus Defence and Space

Comparison of the two design results



Credits : Airbus Defence and Space

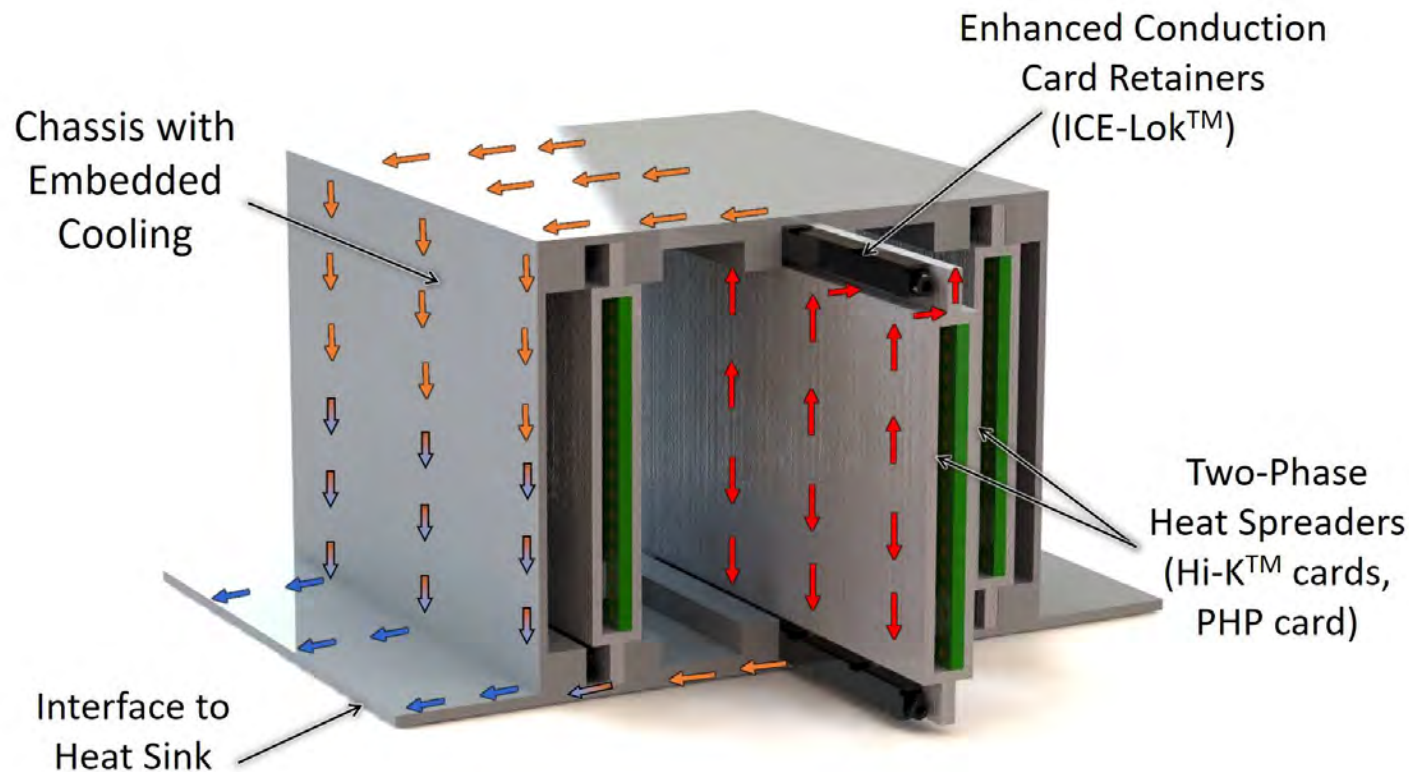


Credits : EHP

Mini LHP Nickel wick evaporators

Pulsating Heat Pipe (PHP)の開発例：ADVANCED COOLING TECHNOLOGY社(米)

- PHPは自励振動による2相流の熱輸送を行うデバイスであり、毛管力以上の流量を実現できることから、従来のHeat Pipeと比較して、高い熱輸送性能の実現が可能となる。
- NASA STMDのSTTRプログラムにて、Space-VPX標準筐体向けの開発を実施中。
- プログラム期間は2022/6～2024/6 の2年間であり、TRL4→6を目指す



出典：[NASA](#)

受動熱制御技術：蓄熱材の開発例

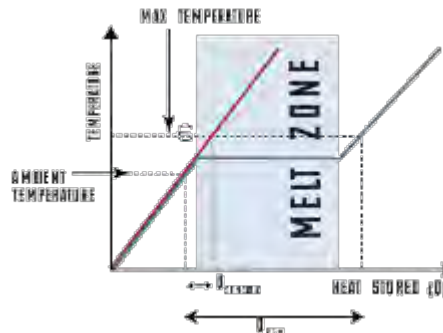
■ 調査概要

[ACT社PCMヒートシンク]

- ACT社は2015年から防衛事業者を中心に、PCMを用いた熱制御材の多数の製造実績を有している(PCM熱制御材の開発例参照)。
- PCMヒートシンクは、固体から液体への相転移中の温度上昇を最小限に抑えて熱エネルギー(熱)を吸収する。この相転移の間、潜熱は固相または液相の材料の比熱によって蓄えられる顕熱エネルギーより少なくとも1~2桁大きくなる。定常状態のエネルギー入力によるPCMの温度上昇を時間の経過とともにプロットすることで、この現象を示す(下図のPCMの温度変化の例を参照)。
- PCMは宇宙市場における熱制御のための新興技術であり、PCMは、従来の熱ソリューションと比較して質量が少なく、より小さなパッケージにより多くの熱エネルギーを貯蔵できるため、急成長する宇宙市場での適用が期待されている。
- 相変化材料を選択する際に考慮する必要があるいくつかの要素があり、理想的なPCMは、高い融解熱、高い熱伝導率、高い比熱と密度、繰り返しサイクル中の長期信頼性、および信頼性の高い凍結挙動を備えている(下表の各PCMの特徴を参照)。PCM材の選定は、融解温度と保存する必要があるエネルギーとその期間が重要であり、PCMの熱特性の組み合わせによって、システムに必要なPCMの量が最終的に決まる。
- パラフィンワックスは、単位重量あたりの融解熱が高く、幅広い融点選択が可能で、信頼性の高いサイクルを実現し、非腐食性で化学的に不活性であるため、電子機器の熱管理に最も一般的なPCMである。パラフィンPCMを使用して設計する場合、固体から液体への体積変化のため、空隙の管理が重要です。パラフィンPCMは熱伝導率も低いため、十分な伝導経路を設計することも重要な設計上の考慮事項である。
- 水和塩PCMは、単位重量および単位体積あたりの融解熱が高く、非金属としては比較的高い熱伝導率を持ち、固相と液相の間で体積変化が小さくなる。これらは腐食性があり、長期信頼性(数千サイクル)が不確実であるため、電子機器のヒートシンクには一般的に使用されないが、最も一般的な用途は非常に大規模な蓄熱用途(太陽熱など)であり、コストがはるかに低いことが非常に魅力的である。
- 非パラフィン有機物や液相変化材料などの他のPCM材料も入手可能であるが、電子機器のヒートシンクにはあまり使用されない。金属PCMは通常、適切なパラフィンワックスが入手できない高温で使用される。



AS PCM熱制御材の開発例



PCMの温度変化の例

Property or Characteristic	Paraffin Wax	Non-Paraffin Organics	Hydrated Salts	Metallics
Heat of Fusion	High	High	High	Med.
Thermal Conductivity	Very Low	Low	High	Very High
Melt Temperature (°C)	-20 to 100+	5 to 120+	0 to 100	150 to 800+
Latent Heat (kJ/kg)	200 to 280	50 to 250	50 to 500	2 to 100
Corrosive	Non-Corrosive	Mildly Corrosive	Corrosive	Varies
Economics	\$\$	\$\$\$ to \$\$\$\$	\$	\$\$ to \$\$\$
Thermal Cycling	Stable	Elevated Temperature Can Cause Decomposition	Unstable over Repeated Cycles	Stable
Weight	Medium	Medium	Light	Heavy

各PCMの特徴

### 3.4.1.1 熱制御系技術調査 ③長期的な技術開発動向

● 長期的な技術開発動向の調査のため、2020 NASA Technology Taxonomy,および、STIFを調査。  
(補足)2015年まではNASAも全体的な技術ロードマップを作成していたものの、事業重複の理由から2017年に取組を凍結した上で、以降は各ミッション部局単位での策定に移行

#### ① 2012年： 技術ロードマップ初版策定

- 2010年頃より、NASA内でロードマップ並びに技術分類の策定に向けた取組が新たに開始され、2012年に初版が公開された
- 当時策定されたロードマップのドラフト版は、その後レビューを経て、「NASA Space Technology Roadmaps and Priorities」として2012年に公開された
- 合わせて宇宙技術を14の領域に類型化した技術分類も公開された



技術領域分解構造  
(TABS: Technology Area Breakdown Structure)

● 2012 技術ロードマップ

#### ② 2015年： 技術ロードマップ第二版改訂

- 技術進捗に伴い、2013年頃から改訂作業開始、2015年に第二版が公開された
- NASA Technology Executive Council (NTEC)の決定を踏まえて、NASA Center Technology Council (CTC)や外部ステークホルダから意見が参照された
- 2014年にロードマップ作成チームが組織横断的に形成。他の政府機関ヒアリングやパブコメを踏まえ、2015年に公開された



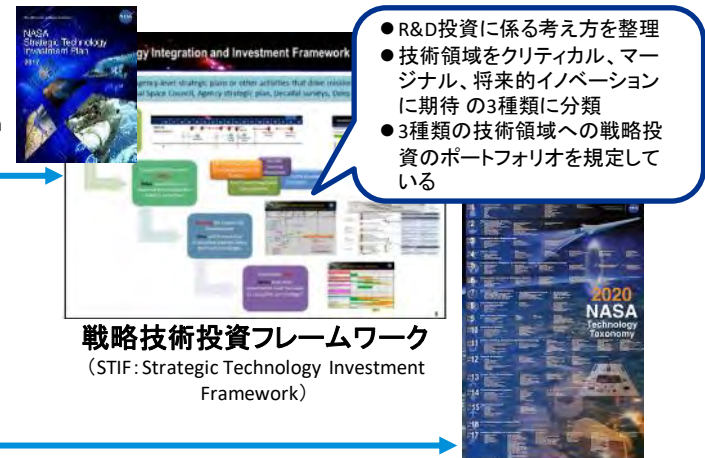
技術領域分解構造  
(TABS: Technology Area Breakdown Structure)

● 2015 技術ロードマップ

#### ③ 2017年： 技術ロードマップ策定の凍結

- 2017年頃より再度改訂作業が走り出すも、NASA内で事業検証したところ、多くの部門で独自ロードマップを策定していたことが判明 → 事業重複の観点で廃止に

STMDでは、投資原則を定めるStrategic Technology Investment Frameworkと、技術分類を定義するTechnology TaxonomyでR&Dポートフォリオを管理



戦略技術投資フレームワーク  
(STIF: Strategic Technology Investment Framework)

● 技術分類法  
(Taxonomy)

出所)  
1. NASA, [An Update to the NASA Advisory Council](#)  
2. NASA, [2020 NASA Technology Taxonomy](#)

## NASA Technology Taxonomy概要

- NASAが2020年に策定した宇宙機器に関わる技術の分類表
- 下表に示す17技術に分類を実施。
- 熱制御系技術はTX14と識別され、極低温技術や再突入時の熱保護等の技術も含む

ID	技術内容
TX01	Propulsion Systems
TX02	Flight Computing and Avionics
TX03	Aerospace Power and Energy Storage
TX04	Robotic Systems
TX05	Communications, Navigation, and Orbital Debris Tracking and Characterization Systems
TX06	Human Health, Life Support, and Habitation Systems
TX07	Exploration Destination Systems
TX08	Sensors and Instruments
TX09	Entry, Descent, and Landing
TX10	Autonomous Systems
TX11	Software, Modeling, Simulation, and Information Processing
TX12	Materials, Structures, Mechanical Systems, and Manufacturing
TX13	Ground, Test, and Surface Systems
TX14	Thermal Management Systems
TX15	Flight Vehicle Systems
TX16	Air Traffic Management and Range Tracking Systems
TX17	Guidance, Navigation, and Control

ID	技術内容
TX14	Thermal Management Systems (熱制御系)
TX14.1	Cryogenic Systems (極低温システム)
TX14.2	Thermal Control Components and Systems (熱制御機器、システム)
TX14.3	Thermal Protection Components and Systems (再突入時等の熱保護機器、システム)

## 3.4.1.1 熱制御系技術調査 ③長期的な技術開発動向

## NASA Technology Taxonomyの2020と2015の熱制御技術に関する比較 (1/2)

- 解析、シミュレーション、地上/軌道上検証等の項目が追加(赤字)。本技術の重要度増加傾向が確認できる。
- TX14.1 (極低温システム)では、技術的側面での分類から、ユースケースでの分類に変更
- TX14.2 (熱制御機器、サブシステム)では、14.2.4 Insulation、14.2.6 Heating Systemsが小項目に格上げ

2020				2015			
TX14			Thermal Management Systems	TA14			Thermal Management Systems
	TX14.1		Cryogenic Systems		TA14.1		Cryogenic Systems
		14.1.1	In-Space Propellant Storage and Utilization			14.1.1	Passive Thermal Control
		14.1.2	Launch Vehicle Propellant			14.1.2	Active Thermal Control
		14.1.3	Thermal Conditioning for Sensors, Instruments, and High Efficiency Electric Motors			14.1.3	Integration and Modeling
		14.1.4	Gound Testing and Operations				
		14.1.5	Cryogenic Analysis, Safety, and Properties				
	TX14.2		Thermal Control Components and Systems		TA14.2		Thermal Control Systems
		14.2.1	Heat Acquisition			14.2.1	Heat Acquisition
		14.2.2	Heat Transport			14.2.2	Heat Transport
		14.2.3	Heat Rejection and Storage			14.2.3	Heat Rejection and Energy Storage
		14.2.4	Insulation and Interfaces				
		14.2.5	Termal Contorol Analysis				
		14.2.6	Heating Systems				
		14.2.7	Verification and Validation of Thermal Management Systems				
		14.2.8	Measurement and Control				

## NASA Technology Taxonomyの2020と2015の熱制御技術に関する比較(2/2)

- 解析、シミュレーション、地上/軌道上検証等の項目が追加。(赤字)
- TX14.3(再突入等のための熱保護機器、サブシステム)に関しては、TX 14.3.1 耐熱材料、TX14.3.2 サブシステム、TX14.3.5 機器と各階層の技術を小項目に格上げ。

2020				2015			
TX14			Thermal Management Systems	TA14			Thermal Management Systems
	TX14.3		Thermal Protection Components and Systems		TA14.3		Thermal Protection Systems
		14.3.1	Thermal Protection Materials			14.3.1	Ascent/Entry TPS
		14.3.2	Thermal Protection Systems			14.3.2	TPS Modeling and Simulation
		14.3.3	Thermal Protection Analysis			14.3.3	TPS Sensores and Measurement Systems
		14.3.4	Thermal Protection System Testing				
		14.3.5	Thermal Protection System Instrumentation				

### 3.4.1.1 熱制御系技術調査 ③長期的な技術開発動向

#### 2020 NASA Technology Taxonomy TX14.2の技術項目例

- 熱コンダクタンス可変のヒートパイプや機械式2相流体熱輸送等に加えて、さらに将来の技術と想定されるヒートポンプ、ヒートスイッチ等の技術が識別されている。
- 将来月・火星居住用と想定される1MWクラスの熱収集・輸送に関する技術も識別されている。

TX14			Thermal Management Systems	技術項目例
	TX14.2		Thermal Control Components and Systems	
		14.2.1	Heat Acquisition	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Cold plates and evaporators</li> <li>• Liquid/liquid heat exchangers and air/liquid heat exchangers</li> <li>• Boiling heat transfer</li> <li>• Evaporation heat transfer</li> <li>• Condensation heat transfer</li> <li>• Crew cabin/avionics temperature and cabin humidity controls</li> <li>• Hydrophilic coatings and surfaces</li> <li>• Condensing heat exchangers</li> <li>• High heat load collection (500 kW - 1 MW)</li> <li>• Freezer and refrigerator</li> </ul>
		14.2.2	Heat Transport	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Heat pipes (e.g. constant conductance, <b>variable conductance</b>, diode)</li> <li>• Capillary pumped fluid loops and loop heat pipes</li> <li>• Mechanically pumped fluid loops (e.g., single phase and <b>two phase</b>)</li> <li>• Thermal straps</li> <li>• Forced air cooling (heating, ventilation, and air conditioning (HVAC))</li> <li>• Fans</li> <li>• <b>Heat pumps</b> (e.g., thermoelectric coolers, vapor compression systems)</li> <li>• Vapor cooling</li> <li>• <b>Heat switches</b> (e.g. paraffin, coefficient of thermal expansion, shape memory alloys)</li> <li>• Solid state conduction bars/doublers (e.g. high thermal conductivity composites)</li> <li>• Loop heat pipe and high heat load transport (500 kW - 1 MW)</li> <li>• <b>Two phase heat transport and pool boiling</b></li> </ul>



## 2020 NASA Technology Taxonomy TX14.2の技術項目例

- 相変化を用いた蓄熱材等に加えて、将来の月・火星用と想定される自律メンテナンス型や粉塵に強いラジエーター等の技術が識別されている。

TX14			Thermal Management Systems	技術項目例
	TX14.2		Thermal Control Components and Systems	
		14.2.3	Heat Rejection and Storage	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Radiators and radiator turn-down devices (e .g . louvers, heat switches, variable conductance heat pipes)</li> <li>• Phase change materials</li> <li>• Transpiration cooling</li> <li>• Heat sinks, optical coatings, variable coatings, sunshades, molten salts, cryogenes, evaporation, boiling, and condensation</li> <li>• <b>Autonomous radiator maintenance</b></li> <li>• <b>Dust tolerant radiators</b></li> <li>• High heat load 500 - 500 kW rejection</li> </ul>
		14.2.4	Insulation and Interfaces	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Multi-layer insulations</li> <li>• Foam insulations</li> <li>• Aerogels</li> <li>• Thermal gap fillers</li> </ul>

## 3.4.1.1 熱制御系技術調査 ③長期的な技術開発動向

## 2020 NASA Technology Taxonomy TX14.2の技術項目例

- TX14.2.6の加熱システムでは核エネルギーベースのものも分類(惑星極域探査等)
- TX14.2.5では幅広い技術項目をリストアップしており、熱制御系の解析精度向上のためには幅広い技術要素が必要であることをうかがい知ることができる。
- TX14.2.7に関しては、技術例自体は目新しいものはないなかで、小項目に設定されることから本項目が課題が多く、開発が必要な技術であることを理解できる。

TX14			Thermal Management Systems	技術例
	TX14.2		Thermal Control Components and Systems	
		14.2.5	Thermal Control Analysis	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Thermal solvers</li> <li>• Orbit analysis</li> <li>• Radiation analysis</li> <li>• Optimization</li> <li>• Fluid flow analysis</li> <li>• Layered composite insulation systems</li> <li>• Coupled, multi-physics simulations for temperature induced phenomena affecting system performance</li> <li>• Structural-thermal-optical (STOP) analysis</li> <li>• Detailed thermal network analysis to evaluate the thermal performance of a given system</li> </ul>
		14.2.6	Heating Systems	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Electric heaters</li> <li>• Nuclear-based heating source (e.g. radioisotope heater units, general-purpose heat source)</li> <li>• Chemical/combustion-based heating source</li> </ul>
		14.2.7	Verification and Validation of Thermal Management Systems	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Testing, correlation, and inspection</li> </ul>
		14.2.8	Measurement and Control	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sensors</li> <li>• Mechanical thermostats</li> <li>• Temperature control software and algorithms</li> </ul>

STIF概要

- NASAのSpace Technology Mission Directorate(STMD)がまとめる技術の投資開発のフレームワーク
- 技術領域をGo, Land, Live, Exploreの四つの技術投資分野(Thrust)に分類し、各Thrustに対して定量的、横断的な戦略目標(Strategic Outcome)を設定している。
- 熱制御に関してはLiveに分類されている。

STIFでのThermal Management Systemsの技術戦略

➤ 月・火星ミッション向けに必要な熱制御技術に関して重点的な投資を実施中。

**Advanced Thermal Management Technologies to Enable Lunar and Martian Missions**  
Thermal management technologies that enable surviving the extreme lunar and Mars environments

- Thermal Control for In-Space Transportation Systems**  
"Develop nuclear technologies enabling fast-in-space transits"  
"Develop cryogenic storage, transport, and fluid management technologies for surface and in-space applications"
- Thermal Control for Surface Environment Survival**  
"Technologies that enable surviving the extreme lunar and Mars environments"  
Science Instrument Survival  
Power Systems  
Spacesuits  
Habitats  
Cold Tolerant Mechanisms  
ISRU Commodity Production
- Thermal Control for Entry, Descent, and Landing Systems**  
"Enable lunar/Mars global access with 20t payloads to support human missions"  
"Enable science missions entering/transiting planetary atmospheres and landing on planetary bodies"

**Advanced Thermal Management Technologies to Enable Lunar and Martian Missions**  
Envisioned Future (Surface temperatures ranging from 400 K to 35 K)

- Power Systems**  
Transport heat from source to power conversion system  
Reject waste heat efficiently (lightweight radiators with long-life, dust tolerant coatings)
- Spacesuits**  
Closed-looped heat rejection for extreme temperature variations to minimize consumables  
Maintain optical properties in dusty environments (BOL average ratio of solar absorptivity to infrared emissivity ( $\alpha/\epsilon$ ) of 0.21)
- Science Instrument Survival**  
Variable Heat Rejection to stay cool in temps up to 400 K while staying warm in temps down to 35 K
- Mobility Systems**  
Variable Heat Rejection to stay cool in temps up to 400 K while staying warm in temps down to 35 K  
Freeze & dust tolerant thermal components
- Habitats**  
Variable Heat Rejection to stay cool in temps up to 400 K while staying warm in temps down to 100 K  
Contamination-insensitive evaporator/sublimators  
Long-life condensing heat exchangers  
Efficient, non-toxic, single-loop temp control of crew quarters  
Long-term cold food storage to maintain nutrients
- Cold Tolerant Mechanisms**  
Years of continuous operation in temperatures down to 35 K
- ISRU Commodity Production/Handling**  
Water sublimation  
Commodity capture  
Liquefaction and storage  
Commodity management during surface transfers

All activities depicted not currently funded or approved. Depicts "notional future" to guide technology vision.

Technology Area	SoA (Flight Heritage)	Current NASA Investments (Technologies in Development)			Goal
		TRL 1-3	TRL 4-6	TRL 7-9	
Variable Heat Rejection	Turn Down Ratio ~3:1 (Human class)	✓	✓	–	Turn Down Ratio > 12:1
	Turn Down Ratio ~30:1 (Rover class)	–	–	–	Turn Down Ratio > 100:1
Advanced Radiators	19 kg/m <sup>2</sup> (Deployable)	✓	–	–	< 6 kg/m <sup>2</sup> (Deployable)
	6 kg/m <sup>2</sup> (Body Mounted)	–	–	–	< 3 kg/m <sup>2</sup> (Body Mounted)
Thermal Control Coatings	$\alpha = 0.35, \epsilon = 0.87$ after 5-year life	✓	–	–	$\alpha < 0.25, \epsilon > 0.88$ after 10-year life
Advanced Heat Pipes	Medium heat fluxes	✓	✓	–	High heat fluxes
	Moderate temperature operation	–	–	–	Low temperature operation
Dust Tolerant Thermal Systems	Intolerant (oversized)	✓	✓	–	90% pristine surfaces after 10-year life
Freeze Tolerant Thermal Components	0.067" ID Tube (Radiator)	✓	–	–	> 0.125" ID Tube (Any TCS component)
Advanced Heat Exchangers	Standard Manufacturing	✓	✓	–	Non-standard manufacturing for optimization
Novel Heat Transfer Fluids	Two fluid loops	–	–	–	Efficient, non-toxic, freeze resistant single loop
	Traditional working fluids	–	–	–	Fluids with improved thermophysical properties
Cold Tolerant Mechanisms	Heated lubrication	✓	✓	–	Cold tolerant lubrication or lubrication-free
Advanced Cooling for Electronics	6.5 W/in <sup>2</sup> , 30 kg/m <sup>2</sup>	✓	✓	–	> 12 W/in <sup>2</sup> , < 9 kg/m <sup>2</sup>
Integrated Structural/Thermal Elements	Independent elements	✓	–	–	Integrated elements with reduced system mass
Advanced Modeling Techniques	Independent analysis	✓	–	–	Integrated analysis

## STMDにて現在ActiveなTX14.2関連の開発PJ

将来の月・火星有人探査に向けた原子力推進の冷却システム等に関する萌芽的技術の開発が多い。

LN	PJ名	分類	PJ期間	TRL	概要
1	Flight Opportunities Thermal Transport Characterization of Phase-Change Material (PCM) Infused in Annular Passage Filled with Additively Manufactured Metal Foam Obtained Through Octet-Shaped Unit Cell Reticulation Under Micro-gravity Conditions	TX14.2.3	2021~ 2024	4→ 6	相変化材料の高吸熱性とオクテット型金属発泡体の高熱伝導性を組み合わせた新しい相変化材料(PCM)を微小重力下での設計、モデル化、試験することを目的としている。
2	Jumping Droplet Thermal Diodes for Spacecraft Thermal Control	TX14.2.2	2020~ 2024	2-> 3	統合された環境におけるJumping Droplet Thermal Diodes(JPTD)の動作性能を調査・開発し、アプリケーションレベルのコンテキストにおけるデバイスの能力と限界を理解すること。JPTD:超撥水性と超親水性の表面を持つ平面上に水蒸気を閉じ込めることで、熱の流れを一方向に制御することができるデバイス。
3	Thermal Management of Extreme Heat Fluxes; Innovative Dual-Channel Flow Boiling with Femtosecond Laser Functionalized Metallic Surfaces	TX14.2.1	2021~ 2025	2-> 3	金属表面のFLSP(femtosecond laser surface processing)を利用した新しいデュアルチャンネル流動沸騰システムにより、流動沸騰で観察される障害を克服することを目的とする。
4	High-Temperature Lightweight Radiator Panels with 3D-Printed Titanium Loop Heat Pipes	TX14.2.3	2023~ 2026	2→ 4	原子力発電・推進システムのための、3Dプリンティングしたチタン製ループ・ヒート・パイプ(LHP)とグラファイト・チタン・フィンを備えた高温・軽量宇宙船用ラジエーターを開発・実証
5	Variable Emittance Coating	TX14.2.3	2023~ 2024	3-> 4	可変エミッタンスコーティング(VEC)は、宇宙船や環境の熱負荷に応じてラジエーターの排熱を受動的に変化させる技術。高温時と低温時での放熱量比が4以上のものが目標。
6	A Passive fuel-Cell Surface power System (PaCeSS)	Primary TX03.2.2 Cross TX13.2.3	2023~ 2024	3-> 4	NASAの燃料電池パワーシステムのロードマップでは、信頼性と運転寿命が、有人探査とISRUのミッションアーキテクチャ要件を満たすための重要なニーズであるとされています。この取り組みは、燃料電池システムの熱管理に関連する消耗部品や制御の複雑さを排除することで信頼性を向上させることを目標とする。

## STMDにて現在ActiveなTX14.2関連の開発PJ

将来の月・火星有人探査に向けた原子力推進の冷却システム等に関する萌芽的技術の開発が多い。

LN	PJ名	分類	PJ期間	TRL	概要
7	Low-alpha, variable emissivity radiator (LAVER) panels for passivethermal regulation of spacecraft, Phase I	TX14.2.3	2022~ 2024	4→ 7	可変放射率、低吸収率放射体(LAVER)タイルに関して、先行したSBIRIにて特性を確認。本PJでは製造プロセスの技術的性能、再現性、信頼性を向上させるとともに、タイル1枚あたりのコストを下げることを目的とする。
8	Solar White Wrap	Primary TX14.1.1 Cross TX14.2.2	2023~ 2024	2->4	光学性能を維持しながら、引張強度、柔軟性、耐久性など、ラップに要求される典型的な性能を満たすソーラーホワイトラップのプロトタイプを開発することを目的とする。包装可能な形状にすることで、より小さいサイズの部品や、表面仕上げが不適切な部品(プラスチックなど)にソーラーホワイトを簡単に塗布できるようになる。
9	AdVECT: Additive Vehicle-Embedded Cooling Technologies	TX14.2.3	2023~ 2026	2->4	宇宙での原子力活用に向けた複雑な高温耐食セラミック冷却システムのAM技術の開発
10	Miniature passive thermal control valve for mixing or splitting single-phase fluid, Phase II	TX14.2.2	2022~ 2024	3->5	Phase IIにて設計した従来より、重量とサイズを大幅に削減しながら、制御性の向上、流量の増加、より狭い温度制御範囲での作動能力を提供するTCV(Thermal Control Valve)に関して、プロトタイプでの実証を行うことを目的とする。
11	Optimization of Oscillating Heat Pipes for Cooling of SpaceElectronics	TX14.2.2	2022~ 2026	2->3	OHP(Oscillating heat pipes)にEHD(electro-Hydro-Dynamic)ポンプを追加することで、内部の挙動を制御するActive OHP(AOHP)の開発を目的としている。
12	Advanced Cooling System for Modular Power Electronics, Phase II	TX14.2.2	2022~ 2024	4->6	Space-VPX用のPulsating heat pipe (PHP)を用いたヒートスプレッダの開発。
13	Microgravity Demonstration of Two-Phase Pumped Loop Technology for Spacecraft Thermal Management	TX14.2.2	2021~ 2024	4->6	情報なし

## STMDにて現在ActiveなTX14.2関連の開発PJ

将来の月・火星有人探査に向けた原子力推進の冷却システム等に関する萌芽的技術の開発が多い。

LN	PJ名	分類	PJ期間	TRL	概要
14	Loop Heat Pipe with a Vapor Driven Suction	TX14.2	2023~ 2024	1->3	過渡状態でのLHPの動作を安定化させ、その容量を増加させるために、蒸気駆動吸引エレメント(VDSE)を備えたループヒートパイプ(LHP)を開発する。
15	Advanced Lightweight Heat Rejection Radiators for Space Nuclear Power Systems	TX14.2.3	2022~ 2025	2->4	原子力発電・推進向けの表面温度500~600Kで動作する3kg/m <sup>2</sup> 未満の軽量ヒートパイプ放熱パネルの開発。
16	High Temperature Additively Manufactured Monolithic Heat Pipe Radiators	TX14.2.3	2022~ 2025	2->4	高推力原子力推進・化学推進向けの高温・高熱流束にて効率的に動作するAM製造によるモノリシック金属ヒートパイプラジエータの開発

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

#### 3.4.1 熱制御系技術

##### 3.4.1.1 熱制御系技術調査

##### 3.4.1.2 強み・弱み分析

##### 3.4.1.3 戦略・研究開発計画の検討

#### 3.4.2 構造系技術

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認



## 能動的熱制御技術

## 受動的熱制御技術

世界の  
動向

- 各国でフルデジタル衛星の開発・実用化が開始されており、大容量の排熱システムについても研究開発段階から、実用化段階へと移行しつつある。ただし、技術の難易度の高さからか、全面的な移行には至っていない。

- 機器内の局所的な排熱効率の向上のため、従来より使用されていたMHPにLHP/PHP等、より熱輸送効率の高い手法を適用する試みが見受けられる。
- 小型衛星等の低リソース衛星や、月面探査での越夜等に、PCMの適用する例が見受けられる。

## 強み

- ✓ ISSにおける单相流によるアクティブ熱制御は実装あり。
- ✓ JAXAによるISSでの「沸騰・二相流体ループを用いた気液界面形成と熱伝達特性(Two-Phase Flow: TPF)」において、微小重力下での気液2相流に関する知見を蓄積中。
- ✓ ETS-9にて、アクティブ二相流体ループ方式を開発中である。

- ✓ 機器の熱解析技術や熱の伝導設計等により、これまではLHP/PHP等のMHPや、PCMをあまり使用せずとも熱設計の成立解を実現できてきた。(今後さらに発熱密度の増加や、蓄熱が必要になった場合、課題となりうる)

## 弱み

- ✓ アクティブ二相流体ループの軌道上実証結果がない。
- ✓ ポンプ、アキュミレータ等のコアとなる宇宙用機器に関して実証済みの国産コンポーネントがない。

- ✓ MHP採用は地上試験時に重力方向制約が発生する等、デメリットもあるため、MHPの採用例は少なく、機器内MHPとしてのLHP/PHP等の高度化の動きも見受けられない。
- ✓ 宇宙用PCMの国内での開発事例は顕著には見られない。

### 能動的熱制御技術

### 受動的熱制御技術

日本の  
現状

- ✓ ETS-9にて開発を進めている(強み)。一方で軌道上実証結果はまだなく、欧米に対し遅れ(弱み)
- ✓ ポンプ、アキュレータ等のコアとなる宇宙用機器に関して実証済み機器がない。(弱み)

- ✓ MHP採用例は少なく、機器内LHP/PHPの開発事例は見受けられない(弱み)
- ✓ 宇宙用PCMの開発事例は見受けられない(弱み)

開発  
計画案

#### ①アクティブ二相流体ループ技術の確立

アクティブ二相流体ループによる排熱技術は、欧米にて先行例はあるものの、採用が明らかなものは2例と少なく本格的な移行には至っていない。ETS-9での軌道上実証やスターダストプログラム等での開発により、本技術を確立することにより、衛星の競争力獲得が可能と見込まれる。

#### ②アクティブ二相流体ループコンポーネントの国産化

アクティブ2層流体ループの主要コンポーネントとなるポンプ、アキュレータ等は現状、海外製であるが、単一ベンダとなりサプライチェーン上のリスクがある。国内技術にて可能性のあるコンポーネントより順次、国産化の開発を進めることが望まれる。

#### ③機器内ヒートパイプ技術の確立

SDS化の流れなどにより、今後、高性能COTS等の利用が進むにつれて、機器内の発熱密度はより増加していくと想定され、MHP等の局所排熱技術はより重要性が増してくると想定される。ACT社のPHP適用開発事例のように、SpaceVPXやADHAのような、標準筐体へのLHP・PHP等の適用開発は活用範囲が広く、効率の良い開発が行えると考えられる。

#### ④PCM活用技術の確立

SAR観測時の瞬時的な消費電力の増加に対するバッファや、月面探査等での大量の蓄熱等のため、今後PCMは活用が進むと想定される。そのため、PCMの材料、機器の開発のみならず、PCMを含んだ熱システムの開発技術の確立が必要である。

## 3 調査内容詳細

### 3.1 令和4年度技術項目にかかる最新動向の調査分析

### 3.2 衛星開発のライフサイクルにおけるデジタル開発技術調査分析

### 3.3 衛星電気システム基盤技術の調査分析

### 3.4 衛星機械システム基盤技術の調査分析

#### 3.4.1 熱制御系技術

#### 3.4.2 構造系技術

##### 3.4.2.1 構造系技術調査

##### 3.4.2.2 強み・弱み分析

##### 3.4.2.3 戦略・研究開発計画の検討

### 3.5 コンステレーション構築等に必要技術

### 3.6 定常・動向分析

### 3.7 適時調査・事実確認

## 3.4.2.1 熱制御系技術調査

- ① まとめ
- ② 材料・AM
- ③ 長期的な技術開発動向

## 3.4.2.1 構造系技術調査 まとめ

### 構造系技術 調査まとめ

#### 要点

- 構造系サブシステム技術に関して調査分析を実施。主構造を構成する部材としてはスキン材とハニカムコア材を組み合わせたハニカムコアサンドイッチパネルが主体である点は従来と変化はない。
- 技術動向としては、素材開発には長期スパンを要するため、各社の動向をみると製造方式の開発が進んでいる。必要な機能を新規素材で満足させるのではなく、形状に従来以上の自由度を持たせた製造方式によって課題解決を図る傾向がみられる。
- 製造方法についてはCFRPを材料とした積層造形を行う3Dプリント技術 (Additive Manufacturing)を用いた事例を確認。3Dプリント技術の特徴から、衛星の製造において課題となっている形状自由度や製造リードタイムの解決を狙っていると推定される。
- 具体的な事例としては、衛星の構造様式として、背骨に相当する主構造としてセントラルシリンダへの適用である。

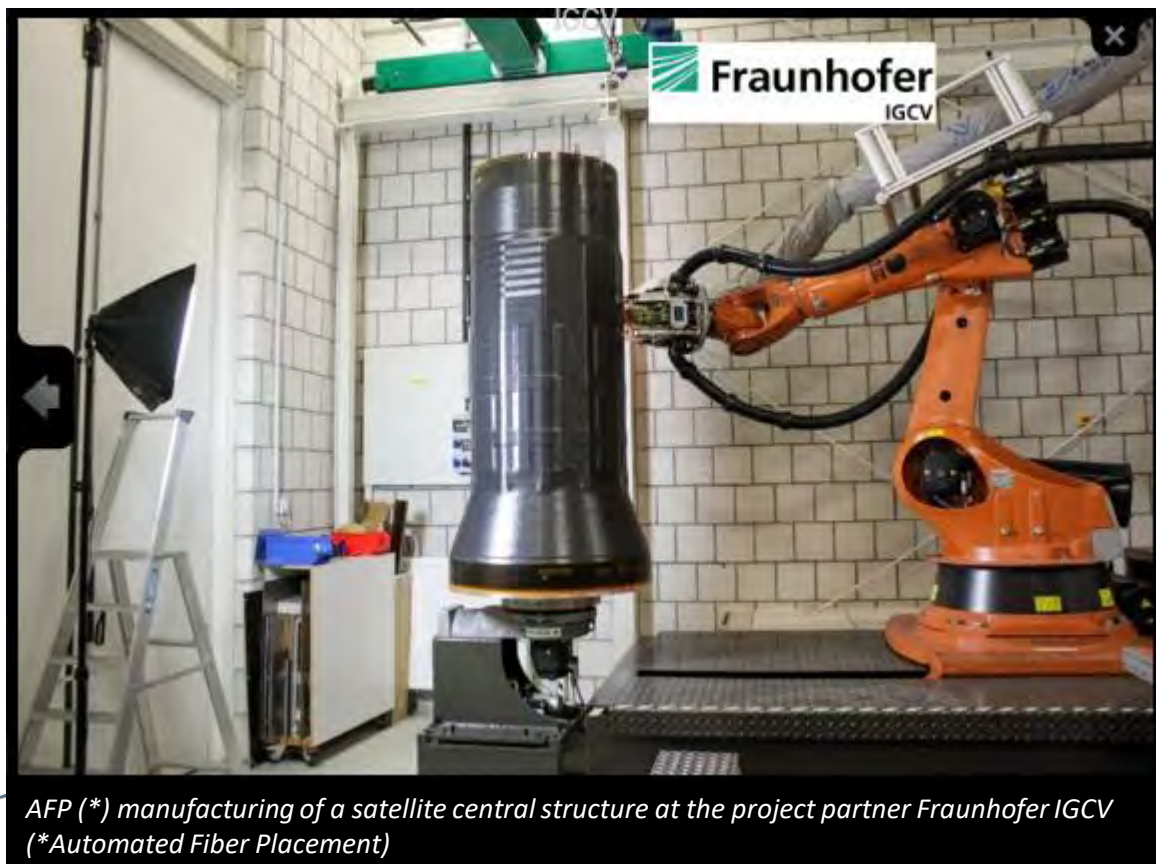
## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

メーカーのHPに掲載された以下のセントラルシリンダ造形の写真より推察される考察を以下に示す。

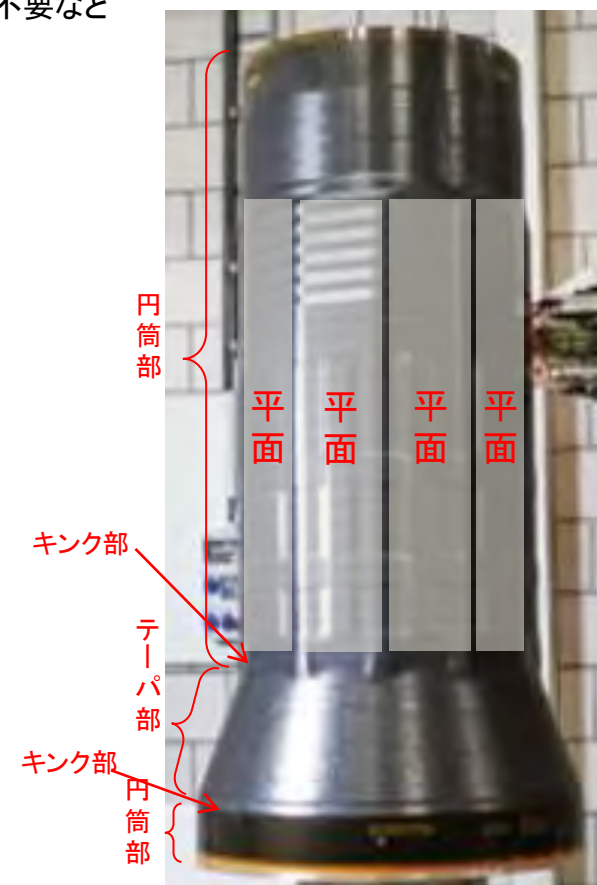
- ✓ ターンテーブルを用い、テーブルを回しながらその上にヘッドを配置して造形を進めているとみられる。
- ✓ 造形品は単純な円筒形ではなく、円筒部とテーパ部を有し、その境のキンク部も含めて一体で造形されている。
- ✓ 中腹には平面部が有する。(その部位を水平にカットしたときの断面は円ではなく八角形とみられる。)
- ✓ サイズは直径約1m、高さ約3mとみられる。

本造形方法を採用するメリットは以下と推測される。

形状自由度の向上、自動運転による短工期化や品質安定化、成型金型不要など



AFP (\*) manufacturing of a satellite central structure at the project partner Fraunhofer IGCV  
 (\*Automated Fiber Placement)



# 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

メーカーのHPに掲載された以下のセントラルシリンダの製造ステップの写真より推察される考察を以下に示す。

- ✓ Additive manufacturingで造形後、以下の工程を経て仕上げを実施している。
  - 上下端のトリム
  - ロケットとインタフェースする下端部のリングの接合
  - 他構造物とインタフェースするための部位(インサート等の金具やフランジ部など)の施工
  - アクセスホールもしくは配管やハーネスを通すためと思われる穴の加工
- ✓ 上記のAdditive manufacturingの造形後の工程に関しては、従来よく採られている工程であり、目新しさは見受けられない。



Evolution process of satellite central structure

## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

Additive manufacturingの装置より推察される考察を以下に示す。

- ✓ セントラルシリンダ造形の写真説明よりFraunhofer IGCV社と協力したとのことであったが、該社のHPからはcompositeのAdditive manufacturingについて右下図の情報程度しか見当たらなかった。
- ✓ Additive manufacturingの装置のヘッド部に接続したグレーのカバーにプリントされたロゴからCoriolis社のパーツを組み込んでいるとみられる。
- ✓ Coriolis社のHPによると、左下図に示す通りFiber Placement Machineとして複数のタイプがラインナップされており、compositeのAdditive manufacturingの装置の開発が盛んであることが伺える。
- ✓ Coriolis社の一部の装置のTechnical informationには、“Thermoset prepreg”、“Thermoplastic prepreg”、“Dry fiber”とあり、複数の材料タイプにも対応できることが確認できる。



出典：  
<https://www.mt-aerospace.de/composites.html>



### Plastics and composites processing by means of additive manufacturing

Additive manufacturing processes have their origins in plastic processing. Since the 1980s, numerous technologies have been used and developed that have made it possible to produce prototypes from plastics in a time-efficient manner. Today, plastics processing methods have reached a level of maturity that enables the series production of high-performance polymers in certified industries such as aviation or medical technology.

At Fraunhofer IGCV, research focusses on two plastics processing additive manufacturing techniques

- Liquid Deposition Modeling for the production of fiber-reinforced plastics with thermoset matrix
- Extrusion technologies, such as fused layer modeling

In addition, Fraunhofer IGCV is involved in cooperation with numerous partners from research and industry in the material characterization of additively manufactured plastic parts, for example, at elevated operating temperatures.



© Fraunhofer IGCV  
 Standardization of fiber volume content determination using thermogravimetric analysis

出典：  
[https://www.igcv.fraunhofer.de/en/research/competences/additive\\_manufacturing\\_am/am\\_polymer\\_composites.html](https://www.igcv.fraunhofer.de/en/research/competences/additive_manufacturing_am/am_polymer_composites.html)

出典 <https://www.coriolis-composites.com/fiber-placement-machines/>



## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

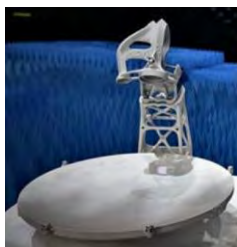
## - RF機器への活用 -



AIRBUS



SWISSto12



MDA



## 【概要】

- ・ 通信量や使用地域の拡大需要から周波数帯域が上がりRF機器を小型化する動きが加速。高密度化する給電部や導波管の実装をAMにより実現する取り組みが活発化。
- ・ 給電部は内部の導波路が複雑な形状をしており、複数の部材を組合わせて製造するが、AMにより一体成形することで部品点数を大幅に削減。また、締結個所が削減され給電部の配列数が増加し電波の放射範囲が拡大(利用地域が拡大)。

## 【動向】

- ・ AIRBUSやLockheed Martinなどのレガシー企業はロケットだけでなくRF機器に対しても積極的にAMを採用。SWISSto12やFleet Space Technologiesのようなベンチャー企業も続々と参入。
- ・ 国内では三菱電機がAMアンテナを開発中。革新的衛星技術実証2号

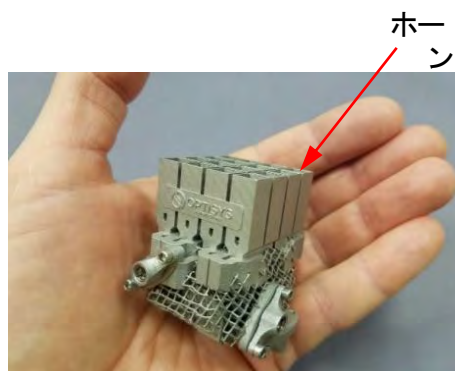


三菱電機

## - RF機器への活用 -

## 【高密度化するRF機器】

- ・ 送受信範囲を高速に切り替えるため給電部がアレー化している。
- ・ 高周波/広帯域のアンテナでは、放射器(ホーン)の間隔が狭く小型化する必要がある。
- ・ 送信機側は出力増大に伴い発熱密度も増加。狭小部位から効率的に排熱するため、熱輸送デバイスとの一体化が求められている。

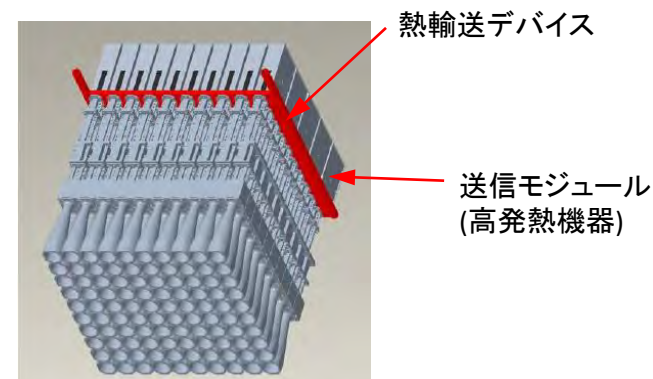


OPTISYS

ホーンアレーアンテナ



SWISSto12

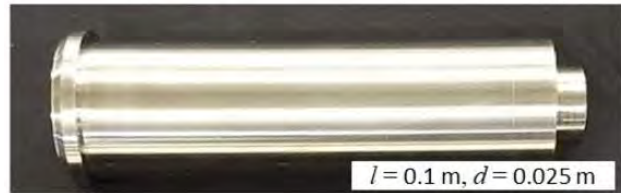
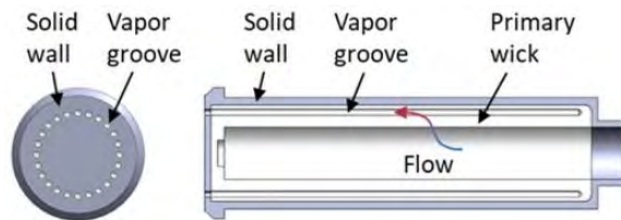


三菱電機

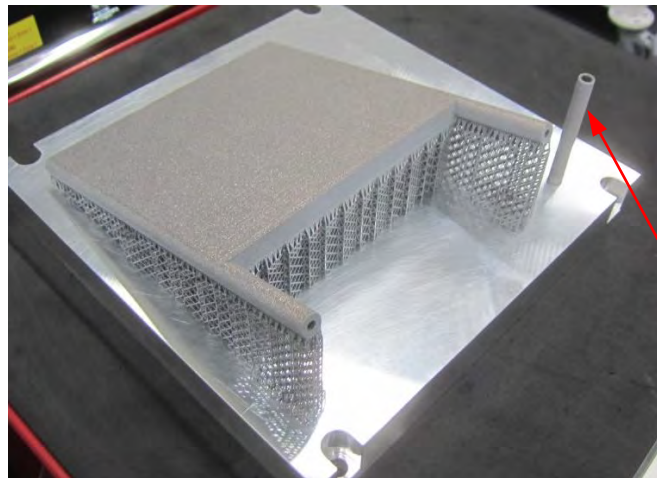
給電部アレー(CAD)

## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

## - 熱制御デバイスへの活用 -



Advanced Cooling Technologies  
(ループヒートパイプの蒸発器)



三菱電機  
(左:二相流体ループの蒸発器、右:ヒートパイプ)

## 【概要】

- ・人工衛星搭載機器の高発熱化・高発熱密度化に伴い、大量の熱を輸送可能な二相流体デバイスの研究開発が加速。
- ・二相流体デバイスの製造に、AMを適用することで、以下のようなメリットが考えられる。
  - ・複雑で特殊な形状の実現(設計自由度の向上、軽量化)
  - ・発熱機器との一体化による熱抵抗の削減
  - ・工期短縮及び原価低減

## 【動向】

- ・国内外の研究機関でAMによるヒートパイプ、ループヒートパイプ、二相流体ループの開発が活発化。
- ・Advanced Cooling Technologies社は複数部品で構成されていた蒸発器をAMの適用で一体成型したループヒートパイプを開発。
- ・国内では三菱電機がAMを適用したヒートパイプ及び二相流体ループの蒸発器製造の研究を実施中。



ヒートパイプの断面

## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

## - 居住施設への活用 -



ICON



AI Space

## 【概要】

- ・ 月や火星での長期滞在を目指し大型居住スペースをAM技術で建設する開発が活発化。
- ・ 実現すれば通常の宇宙機を上回るサイズの施設が建設でき、インフラ設備や工場としての機能を持つ建物の建造が可能。
- ・ 建築資材として現地資源(レゴリス等)を利用する(ISRU※)ことで地球からの輸送回数を減らし輸送費を削減。
- ・ 開発技術は地上の住居や仮設住宅などの建設にスピノフ。

## 【動向】

- ・ AMによる建築は、国外ではICONやAI Spaceなどの中小企業が目立つ。
- ・ 国内では清水建設や大林組等のゼネコンがAM用セメントと造形装置を開発中。セレンディクスはAM住宅を販売。(ただし、宇宙環境用ではなく地上向け)



清水建設



セレンディクス

## - 資源の再利用 -



OHB, Lithoz

### 【概要】

- ・ 使用済み金属をLMM(光造形)式3Dプリンティング技術によりリサイクルする研究。月面など資源に限られる環境において廃棄物を極小化し有効活用。
- ・ LLMは光重合による造形のため、PBFやBJTと比較し高速かつ高精度。
- ・ 射出成形されたチタン部品(1000~1050MPa)に匹敵する強度。

### 【動向】

- ・ 国内外問わず適用事例は少ない。国内では日本マイクロMINがLMMを扱っているが地上利用向け。



OHB, Lithoz

## AM調査リスト

L/N	企業名	地域	宇宙機	ロケット	事業内容	AM関連の動向	参考URL
1	Boeing	米	●	●	世界最大規模の航空宇宙機器メーカー 通信衛星、有人宇宙船、ロケットの開発。	2017年に衛星の3DP計画を発表。AM導入により衛星の開発期間を10年から5年に短縮。WGS-11+(米軍)では1000個以上のパーツが3DP製。	<a href="https://3dprintingindustry.com/news/boeing-unveils-high-throughput-small-satellite-3d-printing-production-facility-207155/">https://3dprintingindustry.com/news/boeing-unveils-high-throughput-small-satellite-3d-printing-production-facility-207155/</a>
2	Lockheed Martin	米	●	●	世界最大規模の航空宇宙機器メーカー 国防/通信衛星、有人宇宙船、ロケットの開発。	宇宙部門として、CAES、SWISSto12を選定しAPAAなどのRF機器を3DPにて製造。	<a href="https://3dprint.com/289914/lockheed-martins-3d-printed-satellite-parts-to-be-made-by-swisst012-and-caes/">https://3dprint.com/289914/lockheed-martins-3d-printed-satellite-parts-to-be-made-by-swisst012-and-caes/</a>
3	Northrop Grumman Innovation Systems	米	—	●	Northrop Grummanの子会社(旧 Orbital ATK Inc.) 月モジュール、光学衛星、国防/通信衛星、ロケットの開発。	アルテミス計画向けの固体ロケットモータに3DPを適用。材料開発ではカーボンファイバー製3DPの研究。	<a href="https://news.northropgrumman.com/news/features/innovation-with-the-additive-advantage">https://news.northropgrumman.com/news/features/innovation-with-the-additive-advantage</a> <a href="https://www.northropgrumman.com/what-we-do/advanced-technology-and-innovation/">https://www.northropgrumman.com/what-we-do/advanced-technology-and-innovation/</a>
4	Aerojet Rocketdyne	米	—	●	宇宙機用エンジンノズル、スラスターの製造。	姿勢制御スラスターに3DPを適用(従来品に対し質量1/5、寸法1/2、製造費1/3)。 3DP製エンジンノズルがNASAの燃焼試験を通過。	<a href="https://www.additivemanufacturing.media/news/to-the-moon-and-beyond-with-additive-manufacturing">https://www.additivemanufacturing.media/news/to-the-moon-and-beyond-with-additive-manufacturing</a> <a href="https://www.nasa.gov/centers/stennis/news/releases/2022/NASA-Aerojet-Rocketdyne-Complete-Testing-for-Modernized-RS-25-Engine">https://www.nasa.gov/centers/stennis/news/releases/2022/NASA-Aerojet-Rocketdyne-Complete-Testing-for-Modernized-RS-25-Engine</a>
5	L3Harris	米	●	—	情報通信機器、宇宙機搭載用アンテナの製造。	RF基板や3DPサンプルをISSにて暴露試験。 軌道上での製造や修理などについてもAMでの実現性を模索。	<a href="https://www.wide-lab.com/">https://www.wide-lab.com/</a>
6	Maxar Technologies	米	●	—	通信衛星、光学衛星の製造。(IBSSL)	銀メッキ導波管などでプロセス認定を取り200超の部品を製造。Space-X SXM-8にて初の3DP導波管を打上げ(2021)。	<a href="https://blog.maxar.com/space-infrastructure/2022/maxar-completes-first-on-orbit-flight-qualifications-for-a-3d-printed-waveguide">https://blog.maxar.com/space-infrastructure/2022/maxar-completes-first-on-orbit-flight-qualifications-for-a-3d-printed-waveguide</a> <a href="https://spacenews.com/reaching-the-tipping-point-for-3d-printing-satellites/">https://spacenews.com/reaching-the-tipping-point-for-3d-printing-satellites/</a>

## AM調査リスト

L/N	企業名	地域	宇宙機	ロケット	事業内容	AM関連の動向	参考URL
8	SpaceX	米	●	●	ロケット、有人宇宙船、小型衛星コンステによる通信事業。	ロケットエンジン(Falcon-9)のバルブシステムに3DPを適用。衛星への適用有無は不明。	<a href="https://kingsburyuk.com/how-additive-manufacturing-helped-launch-spacex/">https://kingsburyuk.com/how-additive-manufacturing-helped-launch-spacex/</a>
9	Blue Origin	米	—	●	ロケット、有人宇宙船の開発。	独自のPBF技術を開発。New ShepardやNew Glennのロケットエンジンに適用。月着陸用エンジン(BE-7)に3DPを適用。	<a href="https://3dprint.com/299780/blue-origin-and-aerojet-rocketdyne-3d-printing-to-push-nasas-space-exploration-with-3d-printing/">https://3dprint.com/299780/blue-origin-and-aerojet-rocketdyne-3d-printing-to-push-nasas-space-exploration-with-3d-printing/</a> <a href="https://moldie.net/a-history-of-the-use-and-impact-of-3d-printing-in-new-space-companies/">https://moldie.net/a-history-of-the-use-and-impact-of-3d-printing-in-new-space-companies/</a>
10	Terran Orbital	米	—	●	小型/超小型衛星(SAR等)の製造。	米国に世界最大の商業宇宙船施設(66万m <sup>2</sup> )の建設を予定。3DPにより年間数千機の宇宙船製造を計画。	<a href="https://3dprintingindustry.com/news/terran-orbital-to-build-worlds-largest-spacecraft-factory-in-florida-196783/">https://3dprintingindustry.com/news/terran-orbital-to-build-worlds-largest-spacecraft-factory-in-florida-196783/</a>
11	Firefly Aerospace (small launch vehicles)	米	—	●	ロケット、有人宇宙船の開発。	インガソール・マシン・ツール社の自動ファイバー・ブレースメント(AFP)システムを採用し、大規模な複合材構造の3DPを目指す。	<a href="https://3dprintingindustry.com/news/firefly-aerospace-to-utilize-ingersoll-machine-tools-afp-systems-for-alpha-rocket-airframe-178510/">https://3dprintingindustry.com/news/firefly-aerospace-to-utilize-ingersoll-machine-tools-afp-systems-for-alpha-rocket-airframe-178510/</a> <a href="https://en.machinetools.camozzi.com/products/composite-manufacturing/all-products/hawk-kl">https://en.machinetools.camozzi.com/products/composite-manufacturing/all-products/hawk-kl</a>
12	Firehawk Aerospace	米	—	●	ロケットエンジンを開発するスタートアップ企業	3DP製の固体燃料を開発。	<a href="https://amchronicle.com/news/firehawk-rocket-engines-that-run-on-3d-printed-fuel-hit-testing-milestones-ahead-of-first-launch/">https://amchronicle.com/news/firehawk-rocket-engines-that-run-on-3d-printed-fuel-hit-testing-milestones-ahead-of-first-launch/</a>
13	RedWire	米	—	●	宇宙船のインフラ機器を製造。	宇宙空間での3DP製造施設に関する技術を保有。宇宙関連企業を多数買収し事業を拡大。	<a href="https://redwirespace.com/missions/?rdws=nnn.xffxcv.tfd&amp;rdwj=44231-395-35348">https://redwirespace.com/missions/?rdws=nnn.xffxcv.tfd&amp;rdwj=44231-395-35348</a>
14	Relativity space	米	—	●	ロケット製造のスタートアップ企業	機体の約80%を3DPにより製造。製造に使用するプリンターや金属材料も自社開発。	<a href="https://www.relativityspace.com/">https://www.relativityspace.com/</a> <a href="https://xtech.nikkei.com/atcl/nxt/column/18/00001/07949/">https://xtech.nikkei.com/atcl/nxt/column/18/00001/07949/</a>
15	Rocket Lab	NZ,米	—	●	ロケット製造・打上サービス事業	3DPにより50%効率化したRutherfordエンジンを開発。2019年までに100基のエンジンを製造。	<a href="https://www.3dnatives.com/en/rocket-lab-3d-printed-engine260520174/#/">https://www.3dnatives.com/en/rocket-lab-3d-printed-engine260520174/#/</a>

## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

## AM調査リスト

L/N	企業名	地域	宇宙機	ロケット	事業内容	AM関連の動向	参考URL
17	ICON Technology	米	●	—	住宅の3DP製造・建設業を行うベンチャー企業	月面インフラの建設手段を開発する契約をNASAと締結。火星での居住環境を模した3DP施設も建設。	<a href="https://www.nasa.gov/press-release/nasa-icon-advance-lunar-construction-technology-for-moon-missions">https://www.nasa.gov/press-release/nasa-icon-advance-lunar-construction-technology-for-moon-missions</a>
18	Airbus Defense and Space	仏	●	●	欧州最大規模の航空宇宙機器メーカー。航空機、衛星用部品の製造。軌道上での衛星部品の製造/組立手段の開発	3D Systemsとの協業により3DP製の衛星部品を製造。導波管やクラスタータイプの給電部などRF機器の製造にも注力。	<a href="https://www.voxelmatters.com/launching-a-new-phase-for-aerospace-additive-manufacturing/">https://www.voxelmatters.com/launching-a-new-phase-for-aerospace-additive-manufacturing/</a>
19	Ariane Group	仏	—	●	AirbusとSafranの合併会社 Arianeロケットの建造	インジェクターヘッド(VINCIロケットエンジンの噴射器ヘッド)の部品点数を従来248個から1個に削減。製造期間は従来3ヶ月に対し最短35時間。	<a href="https://www.nttdata-xam.com/works/eos/article_960/">https://www.nttdata-xam.com/works/eos/article_960/</a>
20	Fleet Space Technologies	豪	●	—	超小型衛星の製造。APAA搭載衛星のコンステレーション。	3D Systemsとの協業により3DP製のパッチアンテナを開発。	<a href="https://fleetspace.com/">https://fleetspace.com/</a> <a href="https://3dprintingindustry.com/news/3d-systems-and-fleet-space-partner-to-3d-print-patch-antennas-for-satellites-212708/">https://3dprintingindustry.com/news/3d-systems-and-fleet-space-partner-to-3d-print-patch-antennas-for-satellites-212708/</a>
21	OHB	独	●	—	ESA向けの通信衛星、宇宙機用推進機器の製造。	軌道上(無重力)環境での造形装置を開発。月面環境にて持続的に部品を製造する技術開発を実施。	<a href="https://www.factoriesinspace.com/ohb">https://www.factoriesinspace.com/ohb</a> <a href="https://www.voxelmatters.com/ohb-system-esa-imperial-3d-printer-space/">https://www.voxelmatters.com/ohb-system-esa-imperial-3d-printer-space/</a> <a href="https://www.voxelmatters.com/incus-demonstrates-lithography-based-metal-am-for-the-lunar-environment/">https://www.voxelmatters.com/incus-demonstrates-lithography-based-metal-am-for-the-lunar-environment/</a>
22	Thales Alenia Space	仏	●	—	欧州最大規模の電機企業。航空宇宙、防衛分野でのサービスを提供。周回衛星による5G網の構築計画を発表。	電気推進の機構に3DPを適用。小部品が多く、既に数千もの3DPパーツを軌道上に打ち上げ。	<a href="https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/news/ethm-3d-printed-electrical-thruster-mechanism">https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/news/ethm-3d-printed-electrical-thruster-mechanism</a>
23	Oerlikon AM	瑞	●	—	スイスに本社を置く企業グループのうちの一つ。表面処理、ポリマー加工事業。	AirbusやArianeGroupe向けの製品を多数提供。クラスタータイプの給電部を開発。	<a href="https://www.voxelmatters.com/launching-a-new-phase-for-aerospace-additive-manufacturing/">https://www.voxelmatters.com/launching-a-new-phase-for-aerospace-additive-manufacturing/</a>
24	Vast Space	米	●	—	商業宇宙ステーションを開発するベンチャー企業。	小型宇宙ステーション(Haven-1)の開発や直径7mの大型宇宙ステーションを計画。液体ロケット用の燃焼室を世界で初めて3DPにて1部品で製造。	<a href="https://www.vastspace.com/">https://www.vastspace.com/</a>



## AM調査リスト

L/N	企業名	地域	宇宙機	ロケット	事業内容	AM関連の動向	参考URL
26	SWISSto12	瑞	●	—	スイス連邦工科大学のスピンアウト企業。	複雑な衛星部品(特にRF機器)の3DP製品を製造。	<a href="https://swisst012.com/">https://swisst012.com/</a>
27	MDA	加	●	—	通信/観測衛星、カナダアーム(ISS)	アンテナの支持構造、ヘリカルアンテナ、導波管等のRF機器に3DPを適用。受注から最短2カ月で納品。	<a href="https://3dprint.com/270365/mda-and-burloak-announce-agreement-to-make-3d-printed-satellite-antennae-parts/">https://3dprint.com/270365/mda-and-burloak-announce-agreement-to-make-3d-printed-satellite-antennae-parts/</a>
28	RUAG	瑞	●	—	スイスの技術産業グループRuagの宇宙部門。欧州向けロケット、衛星部品の製造。	アンテナの支持構造、導波管等のRF機器に3DPを適用。	<a href="https://www.cnctimes.com/editorial/ruag-additive-manufacturing-of-satellite-components">https://www.cnctimes.com/editorial/ruag-additive-manufacturing-of-satellite-components</a>
29	AI SpaceFactory	米	●	—	居住スペースを3DPで製造するスタートアップ企業	NASAのCentennial Challengesで火星での居住スペースを3DPで建築するコンペが開催され優勝。	<a href="https://spectrum.ieee.org/3d-printers-could-build-future-homes-on-mars">https://spectrum.ieee.org/3d-printers-could-build-future-homes-on-mars</a>
30	Optisys	米	●	—	航空宇宙機向け3DP機器の製造。	AM適用により多数のアンテナ部品を小型化。性能も改善。リードタイム11ヶ月→2ヶ月。	<a href="https://www.optisys.com/">https://www.optisys.com/</a> <a href="http://ex-press.jp/lfwj/lfwj-news/lfwj-products-app/19050/">http://ex-press.jp/lfwj/lfwj-news/lfwj-products-app/19050/</a>
31	Advanced Cooling Technologies	米	●	—	二相流体熱制御デバイスに重点を置く熱制御ソリューション企業	3DPを適用した熱制御デバイスLoop Heat Pipeの製造を開発中。	<a href="https://www.1-act.com/engineering-services/research-development/emerging-technology/">https://www.1-act.com/engineering-services/research-development/emerging-technology/</a>

## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

## AM調査リスト

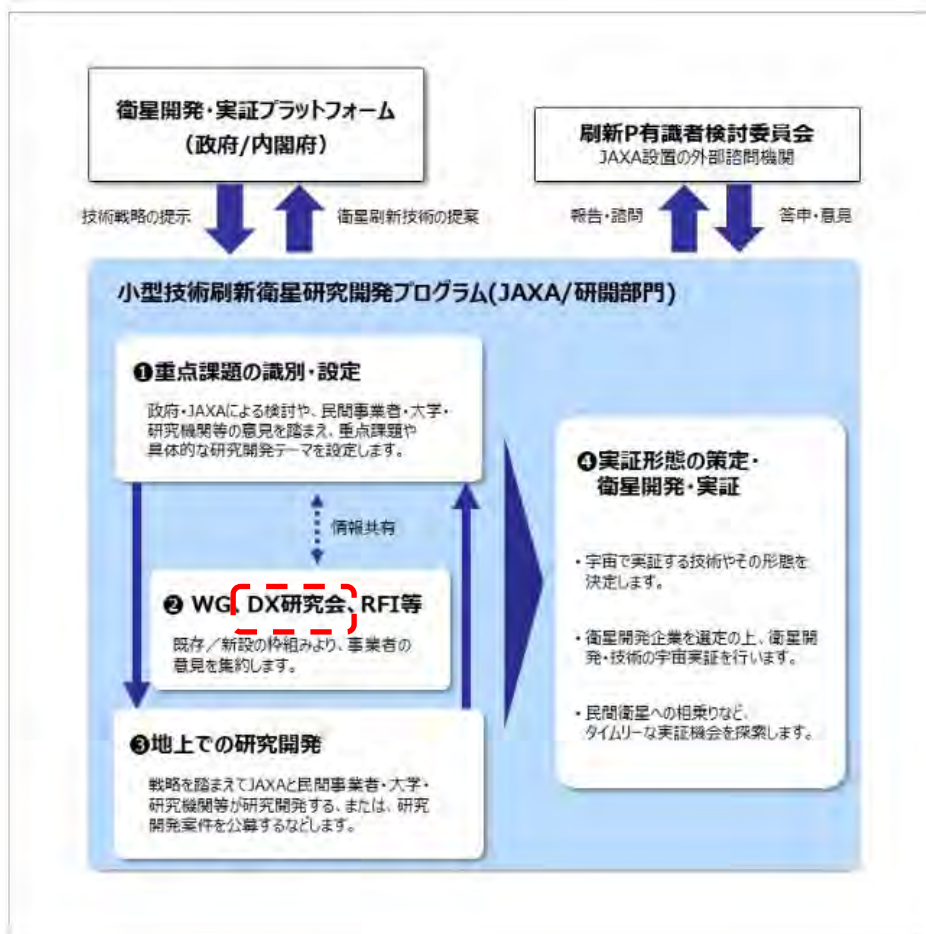
L/N	企業名	地域	宇宙機	ロケット	事業内容	AM関連の動向	参考URL
1	iSpace	日	●	—	探査機/月面着陸機の製造を行うスタートアップ企業。	公表無し。	
2	三菱重工	日	—	●	ロケット、打ち上げ、防衛航空事業インフラ。	LE-9(H3)エンジンの一部にAMを適用。	<a href="https://www.nttdata-xam.com/works/eos/article_956/">https://www.nttdata-xam.com/works/eos/article_956/</a>
3	Synspective	日	●	—	小型SAR衛星、データ分析/ソリューション提供事業。	公表無し。	
4	GITAI	日	●	—	宇宙向け汎用作業ロボットの開発を行うスタートアップ企業。	公表無し。	
5	Astroscale	日	●	—	スペースデブリ除去サービスの開発に取り組む民間企業。	公表無し。	
6	アクセルスペース	日	●	—	小型/超小型衛星、データ分析/ソリューション提供事業。	公表無し。	
7	三菱電機	日	●	—	通信/観測/測位/探査、安全保障、輸送機の宇宙機開発。	宇宙空間で造形する宇宙機用アンテナの開発。アンテナや導波管などのRF機器にAMを適用。	<a href="https://www.mitsubishielectric.co.jp/news/2022/0517.html">https://www.mitsubishielectric.co.jp/news/2022/0517.html</a>
8	日本電気	日	●	—	通信/観測/測位/探査、安全保障、輸送機の宇宙機開発。	公表無し。	
9	IHIエアロスペース	日	●	●	小型衛星、固体ロケット製造。航空宇宙・防衛機器/システムの製造。	ロケットエンジンへのAM適用を開発中。	<a href="https://www.ihico.jp/en/technology/techinfo/contents_no/_icsFiles/afildfile/2023/06/17/52a6a2cccec8609ceb4c06051def6708.pdf">https://www.ihico.jp/en/technology/techinfo/contents_no/_icsFiles/afildfile/2023/06/17/52a6a2cccec8609ceb4c06051def6708.pdf</a>
10	Sony Space Communications	米版社	●	—	超小型衛星、光通信機器の開発、インターネットサービス。	公表無し。	
11	ElevationSpace	日	●	—	ISSに代わる宇宙環境利用・回収プラットフォーム(ELS-RS)の開発、宇宙産業への参画支援。東北大発ベンチャ企業。	公表無し。	

## AM調査リスト

L/N	企業名	地域	宇宙機	ロケット	事業内容	AM関連の動向	参考URL
13	スペースワン	日	—	●	小型ロケット、打ち上げ。(キヤノン電子、IHIエアロスペース、清水建設 公表無し。日本政策 出資)		
14	Pale Blue	日	●	—	超小型衛星向け推進機(水エンジン)の開発。東大発ベンチャー。	公表無し。	
15	インターステラテクノロジズ	日	—	●	液体燃料ロケットの製造、打ち上げ。	電子機器の筐体にAMを適用。(DMM.comにて外作)	<a href="https://make.dmm.com/blog/business/istellartech-yamagishi/">https://make.dmm.com/blog/business/istellartech-yamagishi/</a>
16	PDエアロスペース	日	●	—	再使用型有翼宇宙機の開発。ジェット燃焼モード/ロケット燃焼モード切り替え可能なエンジン。	公表無し。	
17	SPACE WALKER	日	●	●	再使用型有翼宇宙機(スペースブレーン)の開発。小型ロケットの開発。	公表無し。	
18	ALE	日	●	—	小型衛星によるエンターテインメント、データサービス事業	公表無し。	
19	天地人	日	—	—	宇宙観測データのサービス事業。JAXA発スタートアップ企業。	公表無し。	
20	SPACE SHIFT	日	—	—	SAR衛星データ解析システム開発。	公表無し。	
21	NICON	日	●	—	光学機器の製造。中小型衛星向け宇宙部品の製造。	AMを専業とするMorf3D社やOptisys社に出資。衛星向け光学機器の材料加工事業を公表。	<a href="https://sorabatake.jp/19545/">https://sorabatake.jp/19545/</a> <a href="https://www.jp.nikon.com/company/news/2021/0406_01.html">https://www.jp.nikon.com/company/news/2021/0406_01.html</a>

## 3.4.2.1 構造系技術調査 ②材料・AM

AMに関しては、JAXA 小型技術刷新衛星研究開発プログラム DX研究会 テーマCとして、複数の企業・団体が参加する形にて開発を実施中



刷新プログラム、DX研究会実施体制

テーマCの目的・目標

- 衛星開発におけるTTM(Time To Market)の半減を目標に掲げ、モノづくりフェーズ(設計・調達・製造・試験)の一連の流れを短縮する方法の一つとして、衛星事業者からの要望の多い3Dプリンタの活用による開発プロセス刷新を目指す

主要な課題

- 材料(Al、Ti、CFRPなど)が多岐にわたるのに加え、添加材のパターンも多数あり、個社で取り組むには負担が大きい。
- 3DPの方式による違い、3DP製造請負事業者毎の違いに関して体系的な知見がなく、何が宇宙用として良いのかの指針が無く、個社で取り組むには負担が大きい。
- 信頼性、品質保証については発展途上であり、用途・適用部位に応じた整理が必要。また、製品として使用する際の3DP事業者と衛星事業者の役割分担の整理も必要である。

## NASA Technology Taxonomy概要

- NASAが2020年に策定した宇宙機器に関わる技術の分類表
- 下表に示す17技術に分類を実施。
- 材料・構造系技術はTX12と識別され、製造技術やメカトロニクスを含む

ID	技術内容
TX01	Propulsion Systems
TX02	Flight Computing and Avionics
TX03	Aerospace Power and Energy Storage
TX04	Robotic Systems
TX05	Communications, Navigation, and Orbital Debris Tracking and Characterization Systems
TX06	Human Health, Life Support, and Habitation Systems
TX07	Exploration Destination Systems
TX08	Sensors and Instruments
TX09	Entry, Descent, and Landing
TX10	Autonomous Systems
TX11	Software, Modeling, Simulation, and Information Processing
TX12	Materials, Structures, Mechanical Systems, and Manufacturing
TX13	Ground, Test, and Surface Systems
TX14	Thermal Management Systems
TX15	Flight Vehicle Systems
TX16	Air Traffic Management and Range Tracking Systems
TX17	Guidance, Navigation, and Control

ID	技術内容
TX12	Materials, Structures, Mechanical Systems, and Manufacturing
TX12.1	Materials (材料)
TX12.2	Structures (構造)
TX12.3	Mechanical Systems (メカトロニクス)
TX12.4	Manufacturing (製造)
TX12.5	Structural Dynamics (機械的耐環境性)