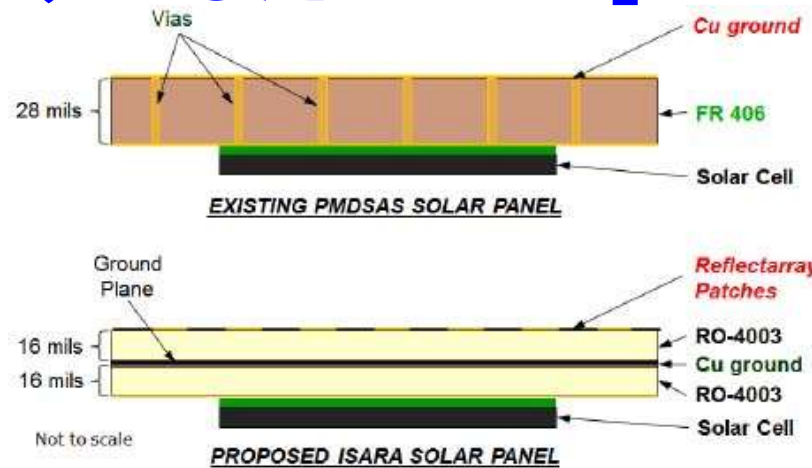


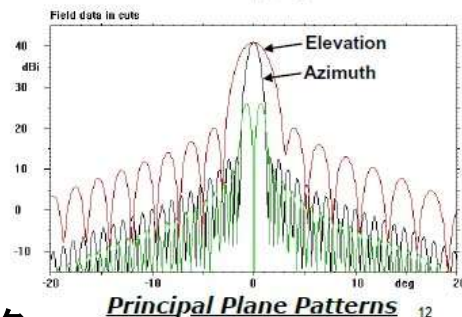
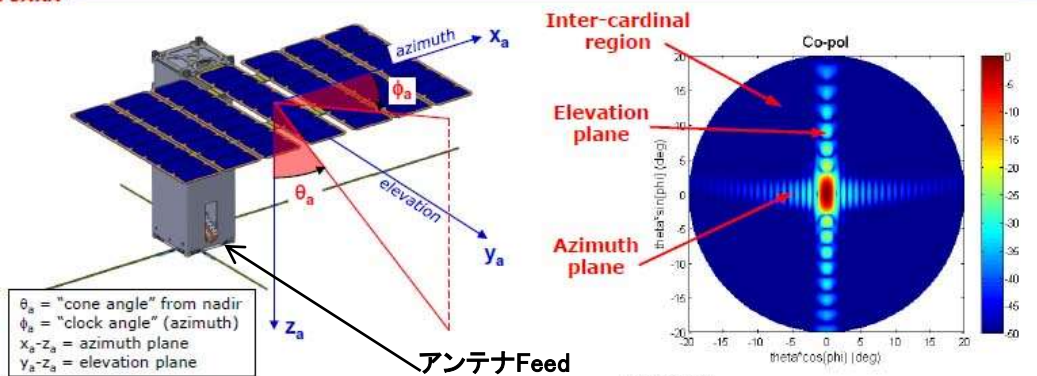
JPL 太陽電池背面をKaアンテナにした「ISARA」

- ◆ ISARA(Integrated Solar Array Reflector)を太陽電池裏面に配置することで3UサイズCubesatで通信速度100Mbpsを実現する
- ◆ JPLが主導、Pumpkin社(バス提供)、NRL(海軍)が参加
- ◆ 指向性確保のため、スタートラッカーによる 0.02° 姿勢精度
- ◆ 7枚の56W太陽電池アレイの背面にリフレクター
- ◆ 通信帯域: Kaバンド(26GHz)

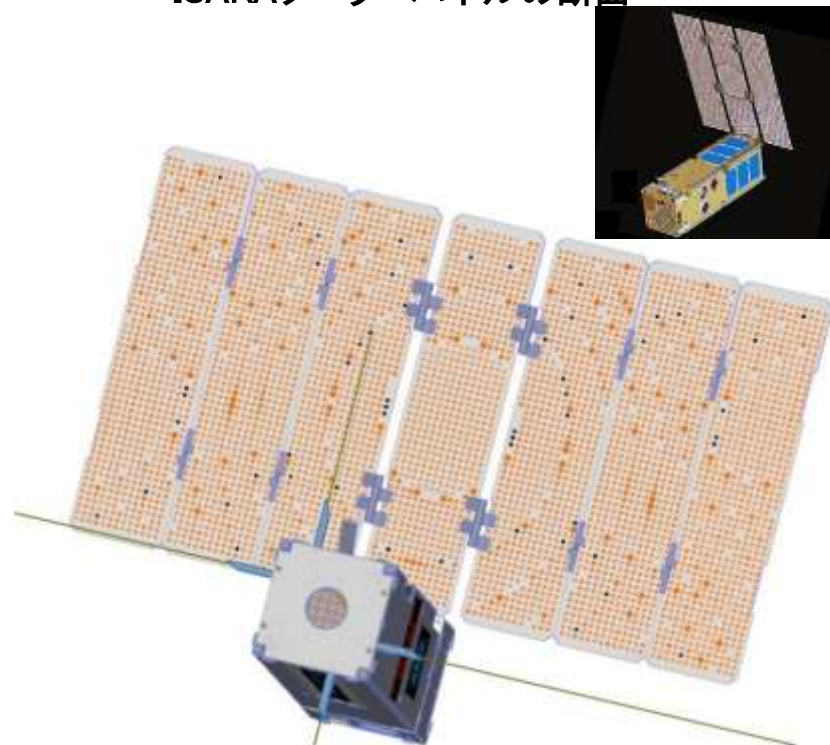


ISARAソーラーパネルの断面

Antenna Characteristics



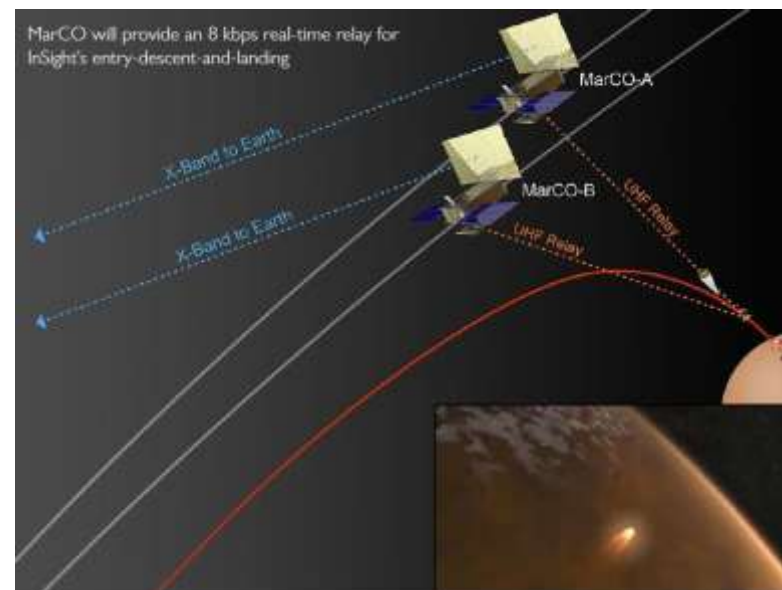
アンテナのスペック



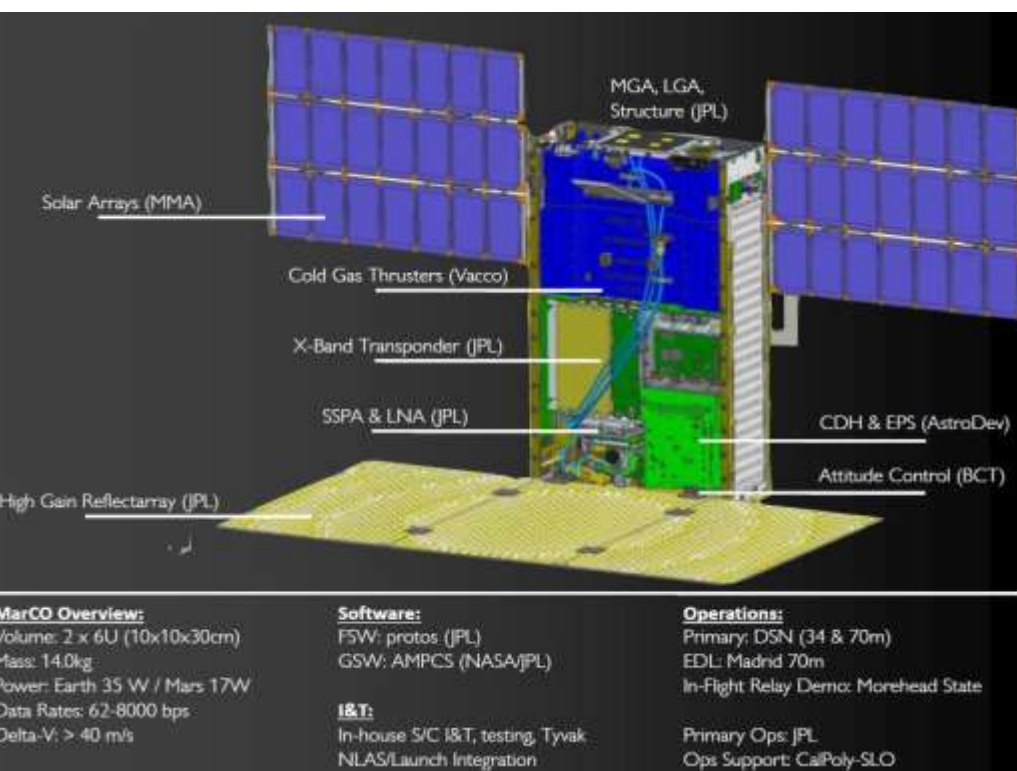
ハイゲインアンテナの構図

JPL 火星中継機MarCO

- ◆ ISARAミッションで確立されたフラットKuバンドアンテナを活用し、MarCO (Mars Cube One) ミッションを開発。
- ◆ 火星着陸機InSightの火星突入時に送られてくるテレメトリデータを地球へ送信する中継機ミッション
- ◆ JPL初の宇宙探査Cubesat
- ◆ 衛星重量14.0kg、地球へデータ送信時の速度8kbps
- ◆ 通信帯域:Xバンド



中継機MarCo

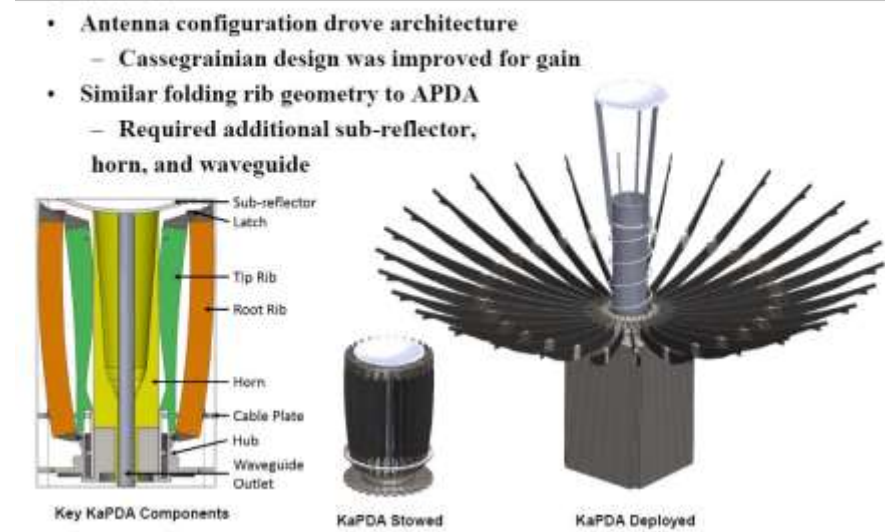


アンテナのスペック



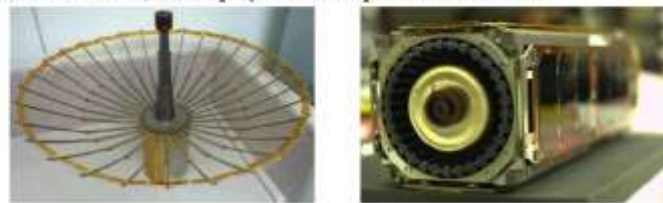
探査機の全体図

- ◆ 将来のDeep Spaceにむけた高速通信アンテナの開発(Kaバンド)
- ◆ アンテナ直径0.5m、30lbs(13kg)
- ◆ Ultra-Compact Ka-Band Parabolic Deployable Antenna (KaPDA)
- ◆ 同技術は、気象観測ミッションRainCubeのレーダーアンテナとしても採用



アンテナ構造と機構

- ANEAS parabolic deployable antenna (APDA) launched in Sept. 2012
- Folding rib architecture was attractive for stowing efficiency
- Redesign the 0.5 m S-band APDA
 - JPL is collaborated with USC/ISI to test APDA and develop KaPDA
 - Surface characterization of APDA revealed a complete redesign would be required for Ka-band operation
- Design requirements
 - 42 dBi goal at 34 GHz for downlink to DSN
 - Equals 50% efficiency or surface distortions of under 0.57 mm RMS
 - Stows within 1.5U, and deploys with adequate mesh tension



APDA Hardware: Deployed and Stowed

Kaバンド展開式アンテナの開発(1.5Uサイズ)

RainCube	Value
Instrument	Ka-Band Radar
Frequency	35.75 GHz
Antenna	0.5m deployable
Footprint	<10 km
Vert. resolution	<250 m
Sensitivity	20 dBZ

RainCube Mission Operations Concept

Mission	Value
Launch manifest	ELaNa-23
Launch date (est.)	5/2018 (OA-9)
Orbit altitude	~400 km
Inclination	51.6°
Primary mission	2 months

RainCube is a **technology demonstration** mission funded through NASA ESTO to enable **Ka-band** precipitation radar technologies on a low-cost, quick-turnaround platform.

Flight System	Value
Spacecraft mass	12 kg
Spacecraft volume	6U
Payload Power	Up to 35W
Payload Data	50 kbps
Payload duty cycle	25% transmit
Payload operation	1 full orbit

Radar data from 2015 airborne demonstration

RainCube(雨観測ミッションへも適用)

宇宙動態監視(デブリ監視)衛星「ARAPAIMA」

◆ ミッション名ARAPAIMA(Application for RSO Automated Proximity Analysis and IMaging)

✓ 6Uサイズのミッション。国防省予算と産業界の支援により大学が開発

＜担当＞

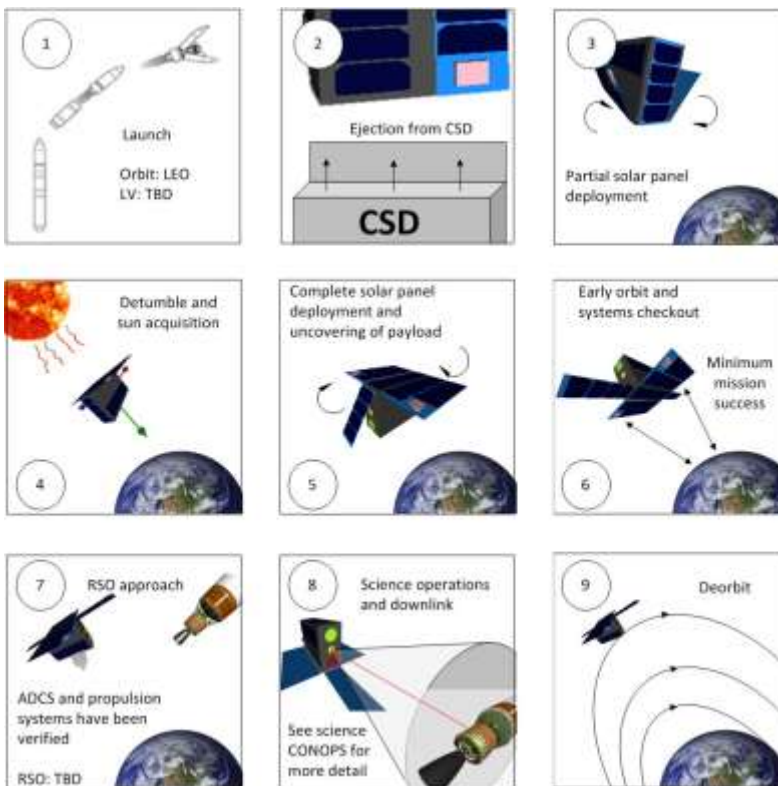
✓ Embry-Riddle Aeronautical University(フロリダ州、プライム担当)

✓ University of Arkansas(アーカンソー州、超小型衛星推進系)

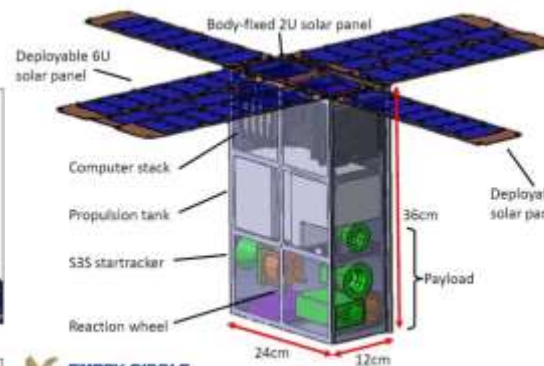
✓ Red Sky Research LLC(ニューメキシコ州、サイエンス系):キサフルオロプロパン推進器担当

◆ 対象デブリにスラスタで接近、可視・IRセンサーで観測し、3D形状として検出する

◆ ミッション完了後にDe-Orbitする



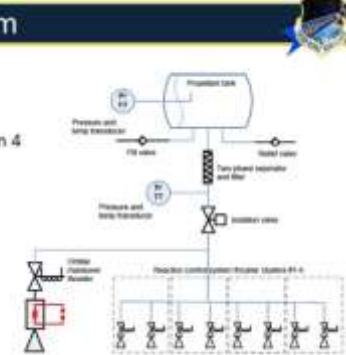
運用イメージ



衛星鳥瞰図

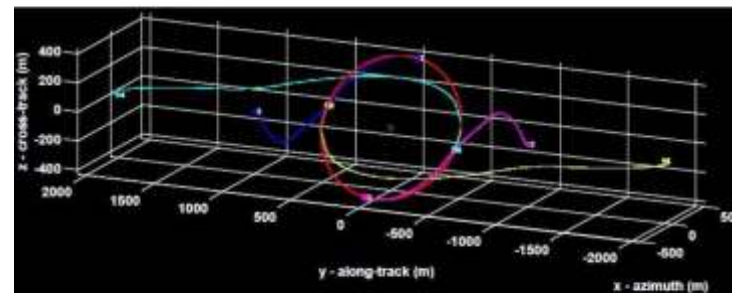
Propulsion System

- HFC-236fa, $I_{sp} = 47s$
- 100mN OMT
- 8 x 10mN RCS thrusters in 4 clusters

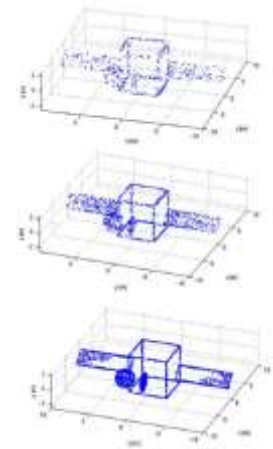


キサフルオロプロパン・スラスタ

Relative Orbit Acquisition (1/2)



Propellant optimal trajectories for acquisition of a circular relative orbit. (Each color represents a different initial in-track distance.)

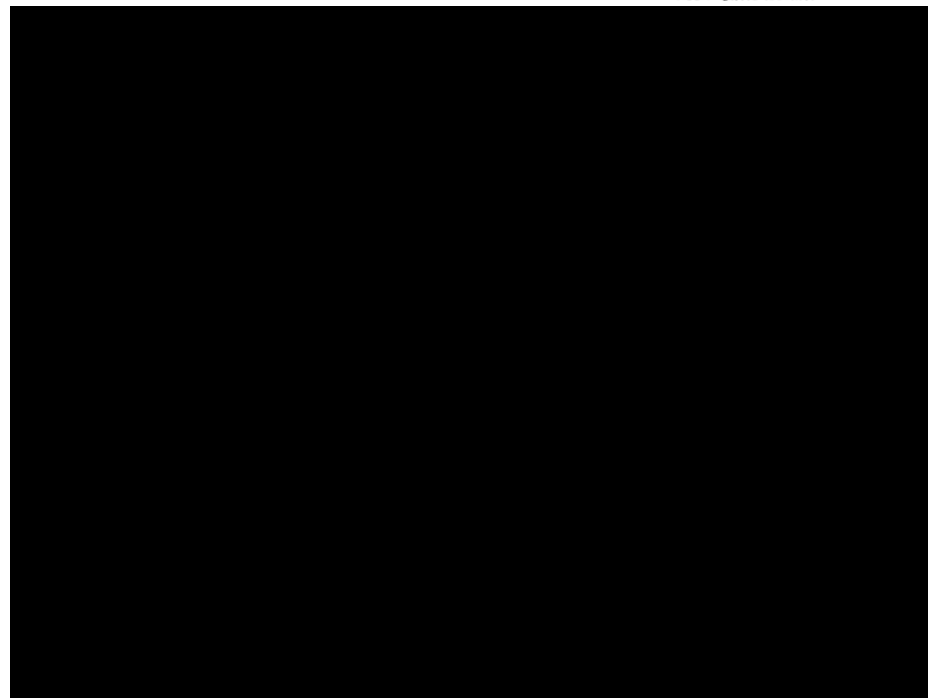
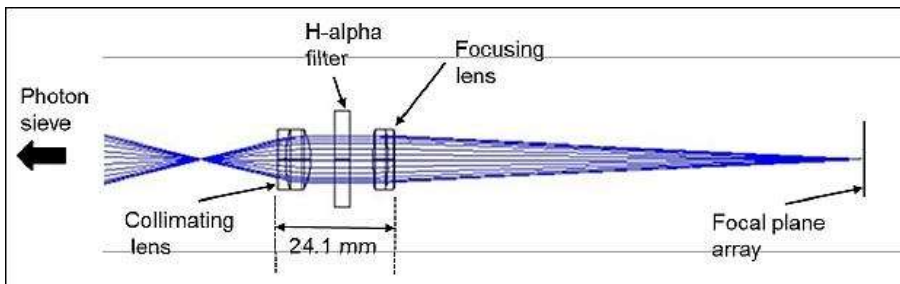
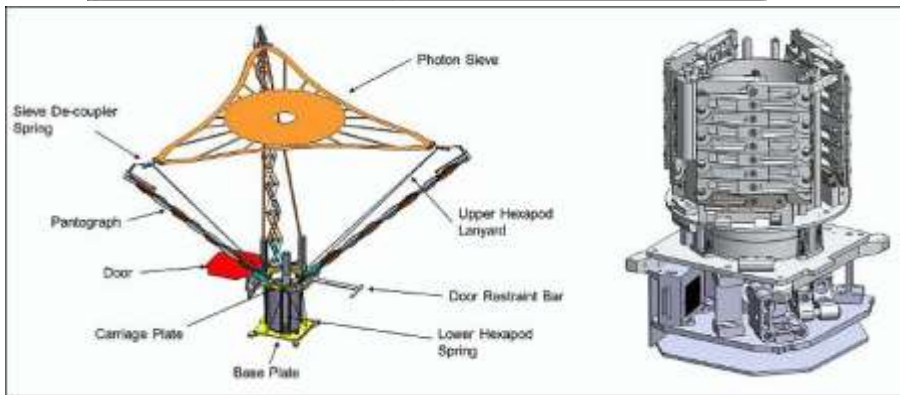
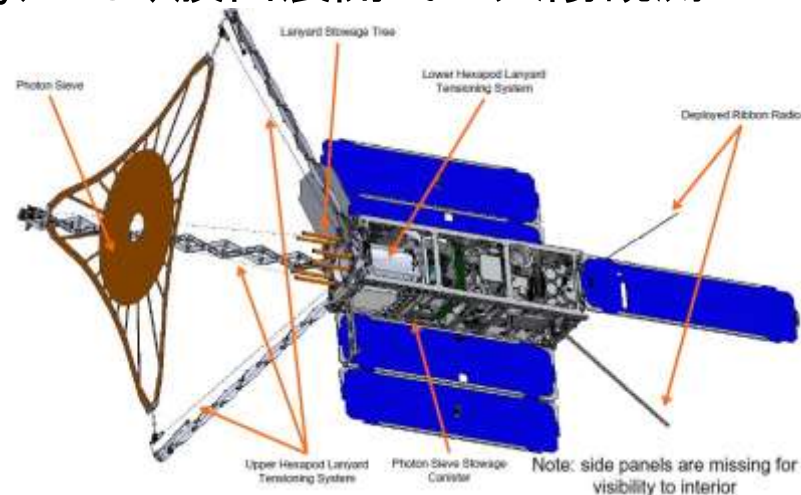
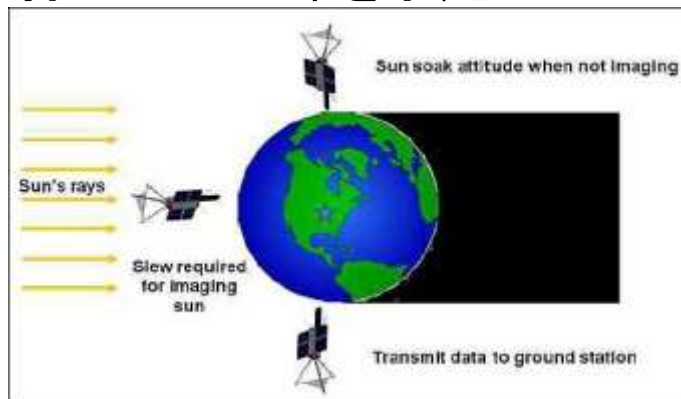


接近・撮影・形状検出の技術



USAFアカデミーによる太陽観測Cubesat

- USAFA (United States Air Force Academy)では、膜面展開式の太陽観測CubesatであるFALCONSAT-7を開発中。
- 打上は2019年を予定



Cubesat搭載可能なサイエンスペイロード開発リスト

Potential Cubesat Instrument Payload Status		
Type	Resources	Status
X-ray	3.5kg, 2.5U, 5W	Solid state collimated compact XRS. TRL 6 concepts for in situ sample characterization combined XRF/XRD (DCIXS, MICA)
γ-ray	<5kg, 5U, <10W,	Mid-TRL Concepts for compact GRS and NS components (Parsons et al)
neutron	<5kg, 5U, <10W,	Mid-TRL Concepts for compact GRS and NS components (Parsons et al)
Vis/NIR Imaging spectrometers	<2kg, ~2U, 5W	Work underway to fly prototype with facilitating microcryocooler to increase sensitivity. mid-TRL (UCIS)
IR (near to mid)	<2kg, 1.5U, 5W	1-4 micron broadband IR compact high spectral resolution, broadband IR workhorse with critical microcryocooler under development (LWaDi)
UV	3kg, 4U, 3W	Unaware of work to make compact version for deep space.
Longwave	2.5kg, 5W, 4U (IR), 16kg, 25W (SAR)	thermal, radio, need work on microsizing components. Work is underway on microsizing TES further
fields	<1kg, <1U, <2W. Boom improves.	Many groups working on compact magnetometers and compact transponders/transceivers/software radios (CINEMA, INSPIRE)
Mass spectrometry (MS) (molecular component)	MS <2 kg, <2U, 5-10W; LIBS 2 kg, 2U, 5-10W	Chip-scale MEMS MS under development. Mini-libs under development.
Energetic particle analyzer	3kg, 4-5U, 2W, 30 eV – 30 KeV	State of art. MEMs based multi-cube module concepts under development. ESA Amotek series
Dust detectors, on spacecraft	0.5 kg, 2U, 5W	Dustbuster novel compact time of flight concept
Cosmic Ray Detectors	1 kg, 1U, <1W	Full field of view State of art Cherenkov/LET detector characterizing direction, energy, mass, and speed of particle in 1 to 1000 MeV/amu range. (Wrbanek et al)

X線・γ線・可視近赤外・赤外・紫外線・長波・質量分析・高エネルギー粒子分析・宇宙機ダスト検出器・宇宙線検出器のCubesat搭載化を進めている。(小は大を兼ねる発想なのか?)

月/小惑星/火星/水星のCubeサイズサイエンスPL開発リスト

Some Deep Space Science Cubesat Missions Under Development			
Target(s)	Description	Payload	Example
Moon, Asteroids, Mars	LWaDi (Lunar Water Distribution orbiter. Volatile forms and components systematics)	broadband IR cryocooled.	GSFC (Clark et al)
Moon, Asteroids	Lunar Flashlight orbiter. (Surface ices in permanently shadowed 'cold traps')	NIR instrument.	JPL (Staehle et al)
Moon	Magnetic Swirl Anomaly impactor	Magnetometer.	UCSC (Garrick-Bethel et al)
Moon, asteroids	Cold Trap Characterization Impactor Series.	Imager, dust detector, NIR and neutron spectrometers.	U Hawaii (Hermalyn et al)
Moon, asteroids, Mars	Polar Crater Impact Environment Impactor Series.	ion spectrometer, plasma wave detector, UV spectrometer.	GSFC (Farrell et al)
Moon, Mars, Mercury	Surface Geophysical Network with impactor(s).	Geophone network followed by impactor	Modified by Clark from UND (Neal et al)
Moon, asteroids, Mars, Mercury	Surface Environmental Network.	photometer, neutral/mobile ion mass spec, particle analyzers, fields, dust, radiation detectors	GSFC (Clark et al)
Moon	Large aperture low frequency radio Surface Network. Solar radio bursts, early universe studies	radio astronomy receiver, riometer, deployable antennas	GSFC (MacDowall et al) JPL (Lazio et al)
Moon, asteroids, Mars, Mercury	In Situ Surface/Sample Characterization via mobile robotic/human deployables.	'Noses' on chips or wires, next gen Combined XRF/XRD, mass spec, chromatography	Concepts requiring no sample handling

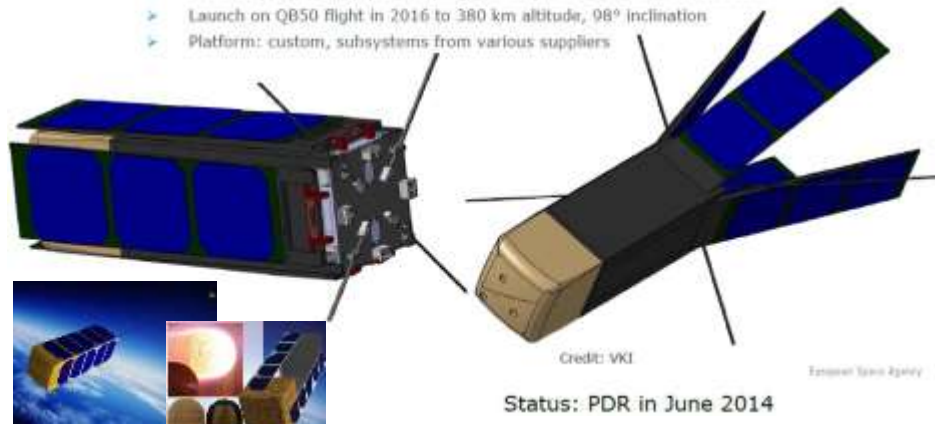
欧州とNASAの再突入Cubesat開発

QARMAN: QubeSat for Aerothermodynamic Research and Measurements on Ablation

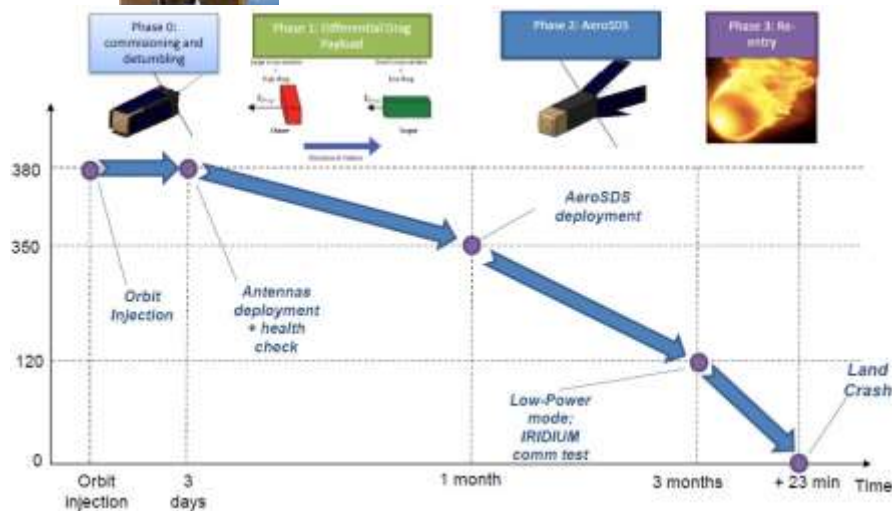
QARMAN IOD Mission



- Contractor: Von Karman Institute (Belgium)
- Atmospheric re-entry demonstrator
 - New heat shield materials -> ablation, plasma field measurements
 - Aerodynamic drag augmentation and passive attitude stabilisation system
 - Telemetry data relay system during re-entry via the Iridium constellation
 - Launch on Q850 flight in 2016 to 380 km altitude, 98° inclination
 - Platform: custom, subsystems from various suppliers



Status: PDR in June 2014



ドイツ再突入Cubesat計画

Source: ESA



NASA Ames

- アンドロイドOS搭載のPhonesatを開発したNASA-ARCは、ISSから再突入・回収するCubesatを研究中
- NASA-ARCは、米国以外の優秀な宇宙企業も引き込んだ、リサーチパークを構築、シリコンバレーマネーも引き込みながら、Cubesat技術の商業化もサポート支援している
- USAF出身が同研究所副所長に就任して、組織を大幅改編した背景が大きい。(NASA-ARCの生き残り策)



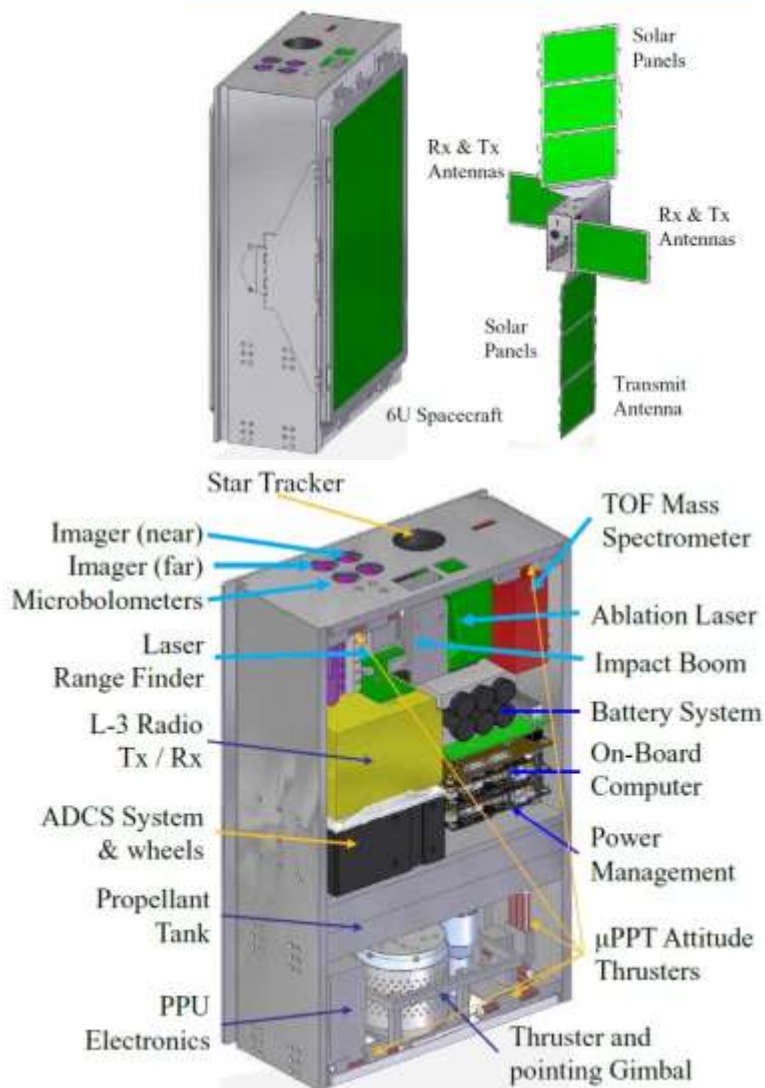
NASA Ames 再突入ミッション計画

Source: NASA-ARC

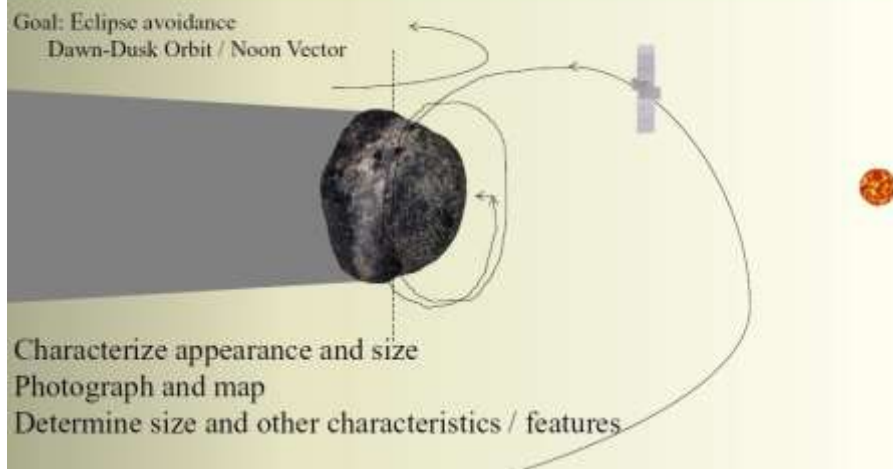
小惑星探査Cubesat (RUNNER) プロジェクト

- UtahStateUniversityが検討中(6Uサイズ)
- 同大学はUSAFとの繋がりが強い背景も

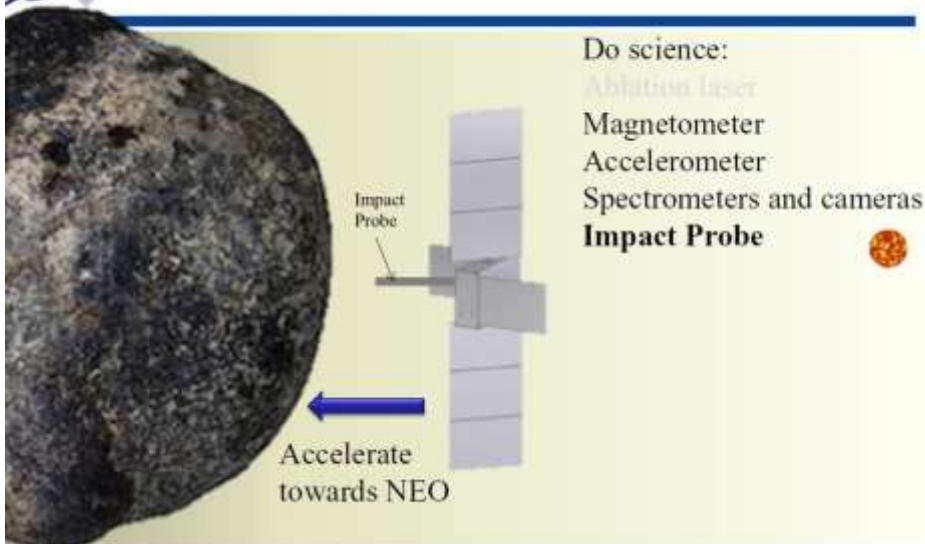
RUNNER Spacecraft



NEA Rendezvous Science Phase 1



NEA Rendezvous Science Phase 2



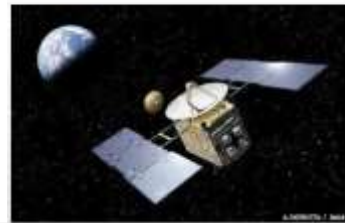
小惑星探査Cubesat (NEO-SPOC) プロジェクト

● レンセラー工科大学による小惑星探査Cubesatの研究

Progenitors

Deep Space One

Advanced technology testbed demonstrated new spacecraft systems including ion propulsion, AI spacecraft control, and methods to reduce the use of Deep Space Network through Autonav and beacon monitoring.

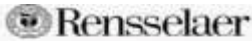


Hayabusa

Extensive use of autonomous systems for navigation and proximity operations, including a sample collection touchdown. Provided wealth of in-situ measurements.



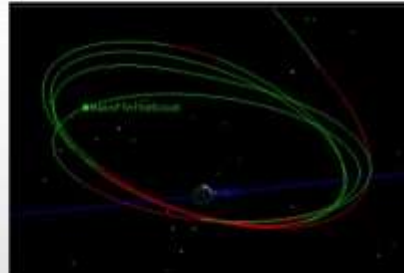
Images courtesy of NASA



Trajectory Determination



- The 1998 KG3 rendezvous trajectory reported here constitutes proof of concept that low thrust microsattelites will be able to rendezvous with asteroids that are not optimal targets, and therefore proves that low thrust microsatellite exploration of the NEO population is possible in general
- 1998 KG3 was selected, not because it is an easy target, but instead because it is difficult to reach



Propulsion



BHT-200 Hall effect thruster

- Flight proven design (TacSat-2, FalconSat-5)
- Compatible with iodine propellant



BHT-200
Image courtesy of BUSEK

Iodine Propellant: Mass and volume savings

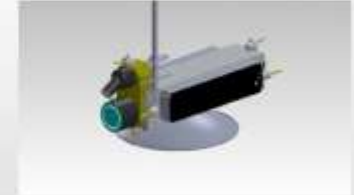
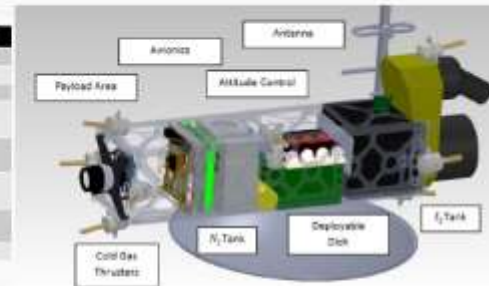
- 30% the volume of a comparable Xenon system
- Low pressure tank reduces tank mass
- Flow control through heating to increase tank pressure

Tested Fuels	Thrust [mN]	I_{sp} [s]	Power Input [W]	Mass [kg]
Xe, Ar, Kr, I, Bi, Zn, Mg	13 (@ 200W)	1390 (@ 200W)	100-300	~2.5

The NEO-SPOC Spacecraft



Parameter	Design Criteria	Achieved Metrics
Dry Mass range	< 10 kg	9.5 kg
Wet Mass range	< 15 kg	14.5 kg
Delta V range	< 10 km/s	5.5 km/s
Minimum Mission Duration	>= 365.25 days	249 days
Maximum Distance to Earth at Rendezvous	0.35 AU	0.13 AU
Maximum Telemetry Range	0.3 AU	0.3 AU
Minimum Telemetry Data Rate	1000Bps	2000 Bps
Spacecraft Cost	\$ 25M	\$15M to \$25M



世界の小型衛星関連の部品メーカー例

スタートラッカ



リアクションホイール



ADCS統合ユニット



地磁気センサ



太陽センサ



磁気トルカ



世界の小型衛星関連の部品メーカー価格帯

	Micro衛星用			Cubesat用(1U~27U+)		
スタートラッカ	欧州企業 3300~4300万円 (/1ユニット)	北米企業 1400万円 (1ユニット)	中国A社 1000万円 (1ユニット)	北米企業 325万円 (/1ユニット)		
リアクションホイール	欧州企業 1650~4000万円 (/3ユニット)	北米企業 250~600万円 (1ユニット)		北米企業 200~250万円 (1ユニット)	欧州企業 48万円 (/1ユニット)	
ADCS /GNC統合ユニット	価格情報なし			北米企業 131~994万円 (/1ユニット)	欧州企業 2000万円 (/1ユニット)	アフリカ企業 160~330万円 (/1ユニット)
磁気トルカ	欧州企業 1050~1061万円 (/3ユニット)	北米企業 110~140万円 (/1ユニット)		欧州企業 16万円 (/1ユニット)	欧州企業 96万円 (/3ユニット)	欧州企業 20万円 (/3ユニット)
太陽センサー	欧州企業 45~100万円 (/1ユニット)	欧州企業 120万円 (/1ユニット)	欧州企業 87~147万円 (/1ユニット)	欧州企業 33万円 (/1ユニット)	欧州企業 26~43万円 (/1ユニット)	北米企業 60万円 (/1ユニット)
磁気トルカ	欧州企業 1050~1061万円 (/3ユニット)	北米企業 110~140万円 (/1ユニット)		欧州企業 16万円 (/1ユニット)	欧州企業 96万円 (/3ユニット)	欧州企業 20万円 (/3ユニット)

- ◆ 現状は大手企業、古参企業、大学系ベンチャー、政府支援ベンチャーによる乱戦
- ◆ 実績の多い企業はプライス高、実績の少ない企業はプライス低
- ◆ 宇宙部品は近年、より安く、より使いやすいコンセプトが出てきており、姿勢制御コンポーネントについては、統合ユニットとして販売開始。これは、ユーザーが必要部品(STT、RW、MTQ、地球センサー等)を選択し、利用できる環境が整いつつある。
- ◆ 統合ユニットの今後は、**選択肢が拡大(メーカーや自社部品以外も選択可)**する可能性が考えられ、CubesatだけでなくMicrosat用も(BCT社事例)

欧州標準規格の動向

ECSS(欧州宇宙標準協会)規格

- 欧州には欧州宇宙標準協会(ECSS: European Cooperation on Space Standardization)が存在し、欧州全体の宇宙活動全般に渡る統一的標準として規格を定めており、ESAと契約する企業は原則それに従う必要がある。
- 目的別にプロジェクトマネジメントに関するMシリーズ、エンジニアリングに関するEシリーズ、製品保証に関するQシリーズの標準があり、ECSSは頻繁に標準規格を公開している。
- 欧州ではECSSでの標準を基礎として体系的に国際標準化機構(ISO: International Organization for Standardization)提案をするという形で全体活動を主導している。(http://ecss.nl/)

ESCC(欧州宇宙部品コーディネーション)システム

- EEEコンポーネントに関してはESAを中心として各国が協力して運営している欧州宇宙部品コーディネーション(ESCC: European Space Components Coordination)システムがある。
- ESCCシステムは欧州における宇宙用EEE部品に係る協議調整、各種スペックと認定手順等の策定、部品調達に係る事項を扱うシステムであり、QPL/QMLが確立されていて、前項のECSSのQシリーズと協調関係を保ちながら運用されている。
- ESCCシステムのゴールは、宇宙用の戦略EEE部品の利用価値向上とされており、性能面での優位性の追求のみではなく、市場に受け入れられるためのコストの低減及びリードタイムの短縮なども目指している。
- ESCCではまた、QPL/QMLに加えて欧州推奨部品リスト(EPPL: European Preferred Part List)も定めており、JAXA認定部品もリストに加えられている。ESCC標準、QPL/QML及びEPPLは全てWeb上にて無料で入手可能である。(https://escies.org)

ECSSは「コンポーネントの選定・使用に主眼」を置いてあり、ESCCは「EEEコンポーネントの認定・調達に主眼」を置いている。欧州にて宇宙部品市場へ進出する場合は、ECSS規格に準拠の必要あり

NASA-GEVS認定試験基準 (GSFC-STD-7000A)

- NASA-GEVS(Goddard Environmental Verification Specification)
- NASA文書GSFC-STD-7000Aにその内容が記述されている
- 宇宙部品におけるNASAや軍の部品試験条件・認定規格について整理した文書
- <https://snebulos.mit.edu/projects/reference/NASA-Generic/GSFC-STD-7000A.pdf>
- イギリスClyde Space社は、NASA-GEVS試験・評価を行い、同社部品が宇宙実証前に使用可能であることを証明し、打上実績前にUSAFなどから部品販売に成功した事例あり。
- この基準をクリアしなくても、部品市場には参入可能。しかし、NASA認定基準をクリアしたか否かで顧客への信用レベルが異なる

GSFC-STD-7000A 4/22/2013 Supersedes GSFC-STD-7000	
GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS) For GSFC Flight Programs and Projects	
Approved By:	
Original Signed by: Chief Engineer Goddard Space Flight Center	Original Signed by: Director of Applied Engineering and Technology Goddard Space Flight Center
Original Signed by: Director of Flight Projects Goddard Space Flight Center	Original Signed by: Director of Safety and Mission Assurance Goddard Space Flight Center
NASA GODDARD SPACE FLIGHT CENTER Greenbelt, Maryland 20771	

来年度以降の調査計画

- 超小型衛星ビジネスの事業分野ごとのプレイヤー及び事業内容の分析(ビジネス分析)
- 超小型衛星における部品供給及び開発企業の分析(サプライヤー分析)
- 最新の各国の政策分析