超小型衛星による 広視野・紫外線サーベイ計画

谷津 陽一、小澤俊貴、間宮英夫、河合誠之(東工大・理)、
菊谷侑平、松永三郎(東工大・工)
S. Nikzad (JPL/Caltech), P. Bilgi, S.R. Kulkarni (Caltech)
富永望(甲南大)、田中雅臣(NAOJ)、諸隈智貴(東京大学)
坂本貴紀(青学大)、N. Vasquez(エクアドル工大)

いまから1年ほど前

◆科研費:「系・分野・分科・細目表」付表キーワード一覧

I I	1				℡芋迴性炒肚肉/、(J/心⊓双丁 测	
		天文学			(1)光学赤外線天文学、(2)電波天文学、(3)太陽物理学、(4)位置天文学、(5)	
			4801	天文学	理論天文学、(6) X 線 γ 線天文学	
					「「「「「「「」」」」「「」」」」「「」」」」「「」」」」」「「」」」」」」」	

> 装置による分類? 飛翔体・望遠鏡による区別??
 > どこに出したものか???



少なくとも国内においては、細目さえ存在しないくらいに斬新!! - 色々()思案した結果として光学・赤外線天文学で提案。 - 無事採択され本年度より始動。

ない!!





アウトライン



◆ターゲット

◆ミッションデザイン







時間領域天文学の時代

◆ 情報・通信技術によって開けた発見領域

- リアルタイム衛星通信
 高速通信ネットワーク(インターネット)
 ロボット望遠鏡
- ▶ ロボット望遠鏡

◆ 2010年代の重点領域に

- ▶ 電波: LOFAR, MWA, SKA etc
- ▶ 光・赤外線: 無数のロボット望遠鏡群



0.1

図 1

GRB

Shock

0.001

0.01

-25

-20

-15

-10

絶対等級

変動時間と光度で見た

可視光激変現象の探索領域

10

> X・ガンマ: Swift, Fermi, MAXI, CALET, AstroSAT, CTA

広い視野を高頻度でサーベイし変動天体を監視 解析は演算性能に物を言わせてスパコンでガリガリ 重力波フィーバーにのってみんな自動化 ⇒ 既存の波長域では意味のある装置開発が困難 54

52

50

48

46

44

100

光度(erg/s)の文数

X線における時間領域天文の受難

◆ 重力波対応天体監視のための広視野X線モニタ WF-MAXI計画 → 宇宙研におけるプロジェクト化審査で不採択

- 理由: ASTROSATと競合・重力波を検知できる確率が不透明 → 宇宙研内の小規模計画予算がみるみる削減 ⇒ 2億円 以下に



◆2億以下で何ができるか?

▶ 衛星はJAXA基準で開発するので試験・文書だけで数十億円かかる
 ▶ なら超小型衛星?

「X線 × 超小型」で新しいことができるか?

◆ X線天文学の現状

> 大型化・精密化 ⇒ 狭視野・小回りが効かない
 > カロリ以外めぼしい新規技術がない

◆ X線でのタイムドメイン天文学の可能性は?
 > 競合は数トンクラス・有効面積数千平方センチメートル



> 小さくするなら、、、

- ➢ 符号化マスク ⇒ 広視野化するとCXB/NXBもだだ漏れに
- ➤ X線光学系 ⇒ 広視野化困難

光学系を使わないX線広視野観測装置はCXBやNXBが多すぎて原理的にSNが悪い。 ⇒ 開口面積を稼げない超小型衛星では科学的に意味のある観測が困難







◆我々の武器 = 超小型衛星

- > 3~4年で作れる
- ▶ 装置は10kg, 10W以下

サイズ制約 ⇒ 光学系搭載は必須 時間制約 ⇒ 硝子レンズ + Si センサ



⇒ 近紫外線(200~300 nm)
 -地上から見えず、広視野サーベイ無し、Siセンサ・レンズ使用可
 -5年以内に実現できれば小規模でも世界初のデータを取れる

紫外線のサイエンス

ターゲット(1)重力波対応天体

◆ NS-NS merger
 > r-プロセス元素生成
 > kilonova (macronova)

1.7-2.2d





紫外で何が見える?



12

Summary: UV emission from NS mergers

by M. Tanaka

	Timescale Wavelengths AB Mag AB Mag @ 100 Mpc @ 200 Mpc		AB Mag @ 200 Mpc	Note	
Early thermal	~ 15 min	UV	~26	~27.5	Too rapid cooling
Early non-thermal	~ 1 sec	UV	~>24 @ 1hr	~>25.5 @ 1hr	Depends on ambient density
Radioactivity (main ejecta)	~10 days	Opt-NIR	~21	~22.5	Not UV
Radioactivity (free neutron)	~ 1 hr	UV	~20.5	~22	*Uncertain* assuming M~ 10 ⁻⁴ Msun
GW170817と カバーするには	1 0.05 IVI				

Coverage



ターゲット(2) ショックブレイクアウト

◆ 重力崩壊SN 加熱された光球からの放射 ◆ 紫外線で明るい(~10万 K)



スペクトルの時間変化 υ FUV NUV 10⁴² t=0day 10⁴² t=0dav 10⁴¹ Luminosity L $_{\lambda}$ [erg s $^{-1}$ Å $^{-1}$] 10⁴¹ 10⁴⁰ 0.5days 0⁴⁰ -0.5days 10³⁹ 2days 10³⁹ 1000 2000 0 2days 20days 50days 10days 10³⁸ 90days 10³⁷ 2000 4000 6000 8000 0 Wavelengh (rest frame) [Å]

紫外線での光度曲線



紫外線で何がわかる?

◆爆発直後の様子を観察するのに最も適している ▶大質量星の進化の最終段階を解明できる - 爆発時の光球の大きさ Wind breakout UV brightness - 質量放出の様子 Breakout Cooling ◆ユニークな点 ▶ 紫外であること(唯一) 11111111111 ▶いち早く発見できる ▶連続的に観測できる Dav 1 Day 2 Time

> しかも、望遠鏡が小さく、浅い観測しかできないので、 -見つかる天体は例外なく明るい or 近い -追観測が簡単で確実な成果が得られる(開き直り?)



ターゲット(3) 潮汐破壊現象





◆ 銀河中心の超大質量BHによる恒星破壊 ⇒ 降着円盤形成 ◆ 紫外線で明るい



潮汐破壊のサイエンス



- ▶ 数ヶ月にわたる降着円盤の進化過程
- ▶ SMBHの静穏状態を知る唯一のプローブ





> SMBHの成長過程を目撃? ⇒ 銀河進化・宇宙進化
 > どんな銀河で、どんな星が、どのくらいの頻度で??
 > (場所を特定して撮像して形を知るだけでも意味がある)
 > 分光による距離決定するなど、マルチメッセンジャー観測が重要

◆イベントレート

- ▶ 20等級x100平方度で2~3 event/yr
- ▶ (継続時間が長いので、視野を振ればもっと見つかる可能性あり)

そのほか

◆ Type-Iaからの紫外線パルス

▶ 伴星と放出物との相互作用による放射?



いずれも魅力的イベントがあり、しかも月に一度はビッグイベント (運用体制から考えて、逆にこれ以上の性能は衛星チームの死を意味する)

紫外線帯の競合相手

from Wikipedia



重力波(一番要求がきつい)に対応できそうなのはULTRASATのみ

- ULTRASATチームではセンサの実証機会を欲していた
- 我々はバスは設計できるが、センサを探していた。



Mission Sequence: (1) Arrival of Gravitational Wave



(2) Command uplink for follow-up Obs



(3) Tiling observation #1



コマンド受信後、即回頭して観測開始 即時観測開始・タイリング観測には高速姿勢制御が必要

(3) Tiling observation #2





(3) Tiling observation #3





(4) Alert to the Ground station



(5) Multi-messenger astronomy



50kg級での設計(2016年版)

ー番条件の厳しい重力波天体の検出を目標とする: > 1 NS-NS merger/yr (仮定10 NS merger yr⁻¹)



-タイリング観測のため姿勢変更は速いほうが良い -低速でもよいから常時通信できること

センサ

◆ ミッション要求から…
 ◆ 裏面照射 CCD or CMOS
 ▶ 広視野のためラージフォーマット
 ▶ Q.E. > 60-80% @NUV

Detector	Size	QE@UV	Rad-hard	Support
Canon CMOS	\bigcirc	×	\bigtriangleup	\bigtriangleup
SONY CMOS	\bigcirc	×	×	×
CCD by Hamamatsu	\bigtriangleup	\bigcirc	\triangle	\bigcirc
E2V CCD	\bigcirc	\bigcirc	?	?
Caltech CCD	\bigcirc	\bigcirc	\bigcirc	\bigcirc

▶ 筆頭候補: Caltech CCD

- ▶ 画素数: 2k x 2k pixels
- > サイズ: 31mm x 31mm
- ➢ Q.E.: 60~80@NUV(BI)
- > 暗電流: 3 e⁻/pix/hour@-110°C
- ▶ 読み出し雑音: 2 e⁻ (RMS)



ULTRASAT のプロトタイプスペアをタダで提供してもらえる (性能は十分)

検出限界の見積もり

- ◆ UVOT/Swift (Φ300mm)の情報を基準とし⁻
- ◆ ひばりの場合...
 - ▶ 口径: 200mm (バスからの制限)
 - ▶ 透過率: 70% (Requirement)
 - > Q.E.: 80% (Caltech's UV-CCD)
 - ▶ 雑音:



- 読み出し雑音(RMS):**15.5 e- (5s x 60 frames)**
- 暗電流@-30ºC: **790 e-/pixel/300s**
- ▶ 大気光 (airglow ← GALEXの情報から…):
 - Airglow(衛星の地方時依存性):~78.6 [ph/s/cm²/str/Å] (-6<L.T<+6h)
 - Airglow(太陽角依存性): ~ ~675 [ph/s/cm²/str/Å](120<S.A.180)
 - 黄道光: ~ ~ **~ 800** [ph/s/cm²/str/Å] (黄道以外)
 - => 97 e-/pix/300s(日陰) / ~ 1000 e-/pix/300s (日照)

200-300 nm, 300s露光で ⇒ 22.5 mag(日陰時) ⇒ < 21.6 mag(日照時) (ただし、理想的な長波長カットを仮定)



▶ ミッション要求とバスの制約から:

- ▶ 主鏡口径: < Φ200 mm => 22等を検出するための露光時間 300 s 以上
- > 視野: > 17 deg² <= 100 deg² ÷ (30min/300s)
- > 焦点距離: < 430 mm (CCDサイズと視野から)</p>
- > PSF: 15um (~2 pixel ← 宇宙線と区別するため)

◆ ベースとなるデザインの選定:

- ▶ 最重要課題: 全長が短いこと(40cm)
- ⇒ Riccardi-Honders光学系
- > D200mm (F3.0) / 80万円

改修案



▶ 硝材変更 BK7 ⇒ 紫外線グレード溶融石英

Reccardi-Honders OPTI UVCCI Attitude sensor

> 短焦点化 600mm(10平方度) ⇒ 430 mm(20平方度・ちょっと厳しそう)

鏡筒:溶融石英を用いて透過率70%@200~300nmは行ける見通し

衛星側の熱・機械環境を要求されている状態(ロケット決まってないけど)

Preliminary

◆本当にできそう@2017-11



透過率はおよそ70%だが、紫外端での色消しはかなりキツイ (ただし、このレンズ枚数+保持機構は1億円コースの予感??)



▶ 低速・常時リンク(臨時運用・位置速報専用回線)

- ▶ 時刻情報 : 24 bit
- ▶ 座標情報: 12 bit x 2 (x 5 points)

Total: ~146 bit (~18 Byte)

▶ 測光情報: 8 bit



この時点ではイリジウム SBDを想定(現状はもっと良いのがある)



可観測時間を1日あたり10時間として テレメトリの容量は ~30 Mbyte/day (Sバンドで回収可能)

システム要求まとめ

Mission Life	> 3 yr (\propto 1/MNV Coverage, ~3yr for 1 str)
Orbit	Twilight orbit (Sun synchronous is also acceptable) Altitude ~ 500 km
Thermal Structure	Φ200 UV telescope & Detector Temp < −30 ^o C
Electric Power System	enables 1 hour observation without Sun light
Attitude Control & Determination	Pointing accuracy: 30 arcmin Attitude determination accuracy: 10 arcsec Attitude stability: 15 arcsec/10 sec Accuracy of Time: 10 ms
Communication & Data Handling	Data Rate: 30MB/day (Limited by S-band transmitter) Real-time line: ~18 byte/access, delay time < 30min



口径Ф200mm・長さ400mmの観測装置を何とか押し込めることに成功



(H-IIAが一番条件きついので、他のロケットにはだいたい乗れる)

雷源系設計



消費電力 42.2 w 定常時最大 @ サーベイ観測モード mission life > 3 yr



- **制御方式** ▶ シーケンシャル・シャント方式
- ▶ 非安定化バス (バス電圧 22V程度)

セル選定

- ➢ EMCORE ATJ, 15 直列 8 並列 パドル両面, 効率 27.5%
- ▶ 発生電力_{@BOL} 119 W > 要求 96.1 W
- ※ 3×EOL(10年), 90℃, 太陽指向ロス20deg, 蝕 35分/日照 60分 を想 バッテリー選定
 - ▶ リチウムイオンポリマー2次電池(実績品, 6 直列3 並列)
 - ➢ 容量_{@BOL} 180 Wh > 要求 170 Wh
 - ※ DOD 20 %以下,常温での運用 → 容量劣化 20 % @ EOLを想定

姿勢系シミュレーション

 ◆ 大角度姿勢変更… 可変構造機構を使った姿勢変更(案)
 ◆ 小角度姿勢変更… リアクションホイール (これだけでもミッション達成したいというのが本音)
 ◆ 振動・擾乱の抑制… リアクションホイール

Software in Loop Simulation



外乱トルクは加味されているが、ヒンジの遊び(振動)は考慮されていない 10秒角はかなり難しいとの指摘

回線設計

	Freq	Dir	Modulation	Speed	Data	Station	
	144 MHz	Up	AFSK	1200 bps	CMD	Tokyo Tech	
	430 MHz	Down	AFSK/Morse	1200/1 bps	НК	Tokyo Tech	
	2 GHz	Up	PSK/PM	1200 bps	CMD sub	JAXA/ISAS	
	2.2 GHz	Down	BPSK	100 kbps	Mission TLM	JAXA/ISAS	
	1.6 GHz	Up	IrisiumSBD	270B/pkt	Alert/CMD	via Internet	
	1.6 GHz	Down	IrisiumSBD	340B/pkt	Alert/HK	via Internet	
-	Iridium S-band		VHF UHF	2016 JST Iridiu	m SBD Available Time Pe	eriod @ 05/30	
		S-bar	nd • Iridium	00:00 00:30 01:00	0 01:30 02:00 0	2:30 03:00 03:30	04:00
				04:00 04:30 05:00	0 05:30 06:00 00	5:30 07:00 07:30	08:00
	イリジウ S帯ライt	ムはEC マンスP	Gで検証済だ 所有・BPF/復	が、非可視が 調器は宇宙研	多く結構不安、局に設置済	Nagata et al o	. 2015

回線設計

項目		CW down	UHF down	Sdown	S up	VHF up
周波数	MHz	430	430	2200	2000	144
通信方式		Morse	AFSK	NRZ-BPSK	PSK-PM	AFSK
送信機出力	W	0.1	0.8	0.3	10.0	50.0
送信系給電損失	dB	-1.0	-1.0	-4.0	-3.0	-2.7
送信アンテナピークゲイン	dB i	2.0	2.0	6.8	36.0	9.3
送信アンテナポインティングロス	dB	-7.0	-7.0	-3.0	-1.0	-3.0
送信EIRP	dB W	-16.0	-7.0	-5.4	42.0	20.6
軌道高度	km	550.0	550.0	550.0	550.0	550.0
最低仰角	deg	5.0	90.0	5.0	5.0	5.0
最長通信距離	km	2205.9	550.0	2205.9	2205.9	2205.9
自由空間損失	dB	-152.0	-139.9	-166.2	-165.3	-142.5
降雨損失	dB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
偏波ロス	dB	-3.0	-3.0	0.0	0.0	-3.0
大気吸収損失	dB	-0.2	-0.2	-0.3	-0.3	-0.2
伝送経路損失	dB	-155.2	-143.1	-166.4	-165.6	-145.7
受信アンテナピークゲイン	dB i	19.0	19.0	36.0	6.0	19.0
受信アンテナポインティングロス	dB	-3.0	-3.0	0.0	-10.0	-1.0
給電線損失	dB	-1.5	-1.5	-1.0	-1.5	-1.5
アンテナノイズ温度	K	300.0	300.0	300.0	300.0	500.0
給電線温度	K	313.0	313.0	313.0	313.0	313.0
LNA雑音指数(NF)@290K	dB	0.5	0.5	0.5	1.5	1.5
システム雑音/Hz	dB K	25.3	25.3	25.3	26.3	27.5
受信G/ T	dB K	-10.8	-10.8	9.7	-31.8	-11.0
受信C/NO	dB H z	46.6	67.7	66.4	73.2	92.5
要求Eb/N0	dB	9.9	9.9	9.9	10.8	10.8
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5
符号化利得	dB	0.0	0.0	5.2	3.1	0.0
伝送データレート	sps	10	1200	400000	1000	1200
変調損失	dB	0.0	1.5	0.0	0.0	0.0
要求C/N0	dBHz	22.4	44.7	63.2	40.2	44.1

	マージン(C/N0)	dB	24.2	23.0	3.2	33.0	48.4
--	------------	----	------	------	-----	------	------

制御モード定義



クリティカルフェーズ運用



開発スケジュール・コスト

年	2016	20	17年度			2018年度			2019年度			2020年度		度
	∆MDR	۵۵	S R R	Δ	SDR 🛆	電気統合 △FitCheck	Δ	PDR		Δ	EM 統合		Δ	C D R
システム	P re	Ph	ase A		F	hase B			PI	na	se C			Phase D
イベント	概念 設計	概念設計	システム設計		BBM	基本設計		EN	製造・評	価		詳細設計		FM 製造
カメラ系		CCD 情報収集 △CCD 発注	CCD性能評価		CCD周辺回路 △設計・製造発浴	の試作・評価 EM 設計 主 △CCD 先行务	注	EM 製造 △製造発注	ミッション系					
光学系	ミッション 検討	光学設計1 △業者選定・発注	硝材製造1 △試作発注	[光学系温特評価	光学設計2		硝材製造2 △製造発注	統合評価試験			機上解析ソフトウョ	: ア開	発
熱・構造系			試験用筐体設計・製造 △製造発注	△望	遠鏡組み上げ	EM 筐体・熱構造設計 △各種機械環境試験		EM 製造 △製造発注	全体組み上げ	ΔE	M 引き渡し			



フライトモデル一発の計算なので、EM+FMで3億あっても厳しいはず





1999~ CAN Sat

◆ 15年でCubeから50kg

• 目的

- CAN Sat (1999~)
- Cube Sat (2003, 2006, 2008)
- ➢ 50 kg級 TSUBAME 2014

◆ 超小型プロジェクトの光と影

- ▶ 世界の衛星の半数は超小型衛星
- > 日本は50kg移行で産業化に失敗
- (つばめを含め50kg級は死屍累々) \succ
- (コンポは高止まりで費用対効果悪) \succ

Cubesatの世界



◆ 今年のMOでJPLのCubesatプロジェクトが採択される
 ◆ JAXAが3U/6UのISS放出を開始(使ってないのは日本人だけ)

Cubesat VS 50 kg-sat

6U	TSUBAME
2~3 yr	~5 yr
~3000万	~5億
5kg, 10 W	15kg, 15W
5 kg, 20x10x10 cm ³	50 kg, 50x50x50 cm ³
~15人(大学院生)	~15 人(大学院生)
	6U 2~3 yr ~3000万 5kg, 10 W 5 kg, 20x10x10 cm ³ ~15人(大学院生)





ハーネスで10kg

Down sizingの検討

◆6Uで出来ないか? > □径 Φ200mm ⇒ Φ80mm > 屈折光学系で6Uに収まる



	50kg sat	6U cubesat
Energy band	$225\sim 27$	5 nm (TBD)
Detection limit	~ 22 mag _{AB}	~20 mag _{AB}
Exposure	600 s	1000 s
Survey area	100 degree ²	100 degree ²
Cadence	2 hr ⁻¹	1 hr-1
Delay of Alert	< 30 min from	n the detection
Event rate	20 1	2 1
-Shock breakouts:	30 yr-1	3 yr¹
-Tidal disruptions:	20 yr ⁻¹	2 yr ¹

▶ イベントレートは一桁下がるが、月一で発見があるなら悪くない??



	50kg sat	6U cubesat
Mass	50 kg	10 kg (?)
Size	50 x 50 x 50 cm	10 x 20 x 30 cm
Consumed Power Power Generation	42.2 W @ Maximum 120 W	20 W (TBD) 60 W (TBD)
Battery	180 Wh	90 Wh (TBD)
Payload	15 kg, 20 x 20 x 30 cm	5 kg, 10 x 20 x 20 (TBD)
ADCS	Torquer: MTQ + RW + VSAC Sensor: STT, Sun, Magnetometer, MEMS/FOG Gyro	Torquer: MTQ + RW Sensor: STT, Sun, Magnetometer, MEMS Gyro
Cost (w/o launch)	~5年,~3億	~3年, ~5000万
開発人員	大学院生 ~15人	大学院生 ~15人



要素技術開発

◆ 撮像センサ

- ▶ UV光に対する高感度化処理(デルタ・ドーピング)
- ➢ BI-CMOSを開発中@JPL
- ▶ バックアッププラン ⇒ GPIXEL製 UV grade CMOS
- BPF
 - ▶ 可視光は邪魔
 - とはいえ、200~300nmだけ通し、300~1000nmをブロックするのはかなり難しい)
 - ➢ Si センサ上への多層膜ARコーティング技術@JPL
- ◆ 光学系
 - > CaF₂ + 溶融石英での色消し(今年度基礎設計)
 - > CaF₂レンズの耐震・耐衝撃保持機構(今年度実験)
 - ▶ 合焦機構開発(紫外域での温度補償が困難なため)

◆ 機上データ処理

- ▶ 高性能計算機の衛星搭載(革新技術実証1号用に実験済)
- ▶ 星像検知ソフトウェア(革新実証用STT開発中)

◆ 衛星バス

- ▶ 熱設計 センサを-20℃まで冷却・排熱
- ▶ 姿勢制御系シミュレーション(基礎技術あり)・ソフトウェア
- ▶ 通信系ソフトウェア・地上自動運用システム(基礎技術あり)・解析/アラートシステム

まとめ

◆ 世界初の近紫外線広視野サーベイ衛星を開発中

◆ ターゲット

- GW Counterparts
- SN Shock Breakouts
- Tidal Disruption Events
- ▶ 他に、これがオモシロイというコメントがあったら教えてください

◆ 衛星設計

- ▶ 2016年度 50kg級での概念設計⇒ 2016年 衛星設計大賞受賞
- ▶ 2017年度 6U Cubesatに計画縮小(※ あくまで勝つため)

◆ 今年度を目標に宇宙研RG/WGの立ち上げ申請





期待性能

Preliminary

Exposure	Photon	Frame Num	NET ReadN	NET Dark	Foreground	Total Noise	LimitMag@5σ
300.00	31.35	30.00	10.95	166.67	52.48	41.78	19.44
600.00	62.70	60.00	15.49	333.33	104.96	59.09	19.82
900.00	94.05	90.00	18.97	500.00	157.43	72.37	20.04
1200.00	125.40	120.00	21.91	666.67	209.91	83.56	20.19
1500.00	156.75	150.00	24.49	833.33	262.39	93.42	20.31
1800.00	188.10	180.00	26.83	1000.00	314.87	102.34	20.41
2000.00	209.00	200.00	28.28	1111.11	349.85	107.88	20.47

Tanagement T	Manpower					
	Scheduling					
	Budget					
	Configuratin					
	Risk management					
	Review/Approve					

lote --- Rows (causal events) are arranged in chronological order.

ailures 6, 8 and 10 seem to originated in the same reason(Burn-outs of the same DCDC converter).



Figure 5: Breakdown of the failures by category.