ε -5

令和３年度
ロケット打上げ計画書

革新的衛星技術実証２号機／
イプシロンロケット５号機（ε -5）

令和３年　８月

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

ε -5

目　次

1.　概要 - 2 -
1．1　打上げ実施機関 - 2 -
1．2　打上げの責任者 - 2 -
1．3　打上げの目的 - 2 -
1．4　ロケット及びペイロードの名称及び機数 - 2 -
1．5　打上げの期間及び時間 - 3 -
1．6　打上げ施設 - 3 -
2.　打上げ計画 - 3 -
2．1　打上げの実施場所 - 3 -
2．2　打上げの実施体制 - 3 -
2．3　イプシロンロケット5号機の概要 - 5 -
2．4　ロケットの飛行計画 - 5 -
2．5　ロケットの主要諸元 - 5 -
2．6　衛星「小型実証衛星2号機」の概要 - 5 -
2．7　超小型衛星およびキューブサットの概要 - 6 -
2．8　打上げに係る安全確保 - 6 -
2．9　関係機関への打上げ情報の通報 - 7 -
2．10　打上げ結果の報告等 - 7 -

【図リスト】

図-1　イプシロンロケット5号機打上げ管制隊組織 - 4 -
図-2　打上げ施設の配置図 - 8 -
図-3　ロケットの飛行経路 - 10 -
図-4　ロケットの外観（イプシロンロケット） - 12 -
図-5　小型実証衛星2号機　外観図 - 14 -
図-6　ロケット打上げ時の警戒区域（陸上警戒区域） - 17 -
図-7　ロケット打上げ時の警戒区域（海上警戒区域） - 18 -
図-8　ロケット打上げ時の警戒区域（上空警戒区域） - 19 -
図-9　ロケット落下物の落下予想区域 - 20 -

【表リスト】

表-1　打上げの期間及び時間 - 3 -
表-2　ロケットの飛行計画 - 9 -
表-3　ロケットの主要諸元 - 11 -
表-4　小型実証衛星2号機の主要諸元 - 13 -
表-5　超小型衛星の概要 - 15 -
表-6　キューブサットの概要 - 16 -

1.　概要

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（以下、「JAXA」という。）は、令和３年度にイプシロンロケット５号機により、革新的衛星技術実証２号機の打上げを行う。

本計画書は、イプシロンロケット５号機の打上げから衛星分離までを示すものである。

1．1　打上げ実施機関

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
　理事長　山 川　宏
　〒182-8522　東京都調布市深大寺東町７丁目 44 番１号

1．2　打上げの責任者

（1）打上げ実施責任者
　理事　布 野　泰 広

1．3　打上げの目的

イプシロンロケット５号機（以下、「ε -5」という。）により、革新的衛星技術実証２号機を所定の軌道に投入する。

1．4　ロケット及びペイロードの名称及び機数

・ロケット	：	イプシロンロケット５号機	１機
・衛星	：	革新的衛星技術実証２号機	
		小型実証衛星２号機（RAISE-2）	１基
		超小型衛星	４基
		HIBARI	
		Z-Sat	
		DRUMS	
		TeikyoSat-4	
		キューブサット	４基
		ASTERISC	
		ARICA	
		NanoDragon	
		KOSEN-1	

1．5　打上げの期間及び時間

打上げの期間及び時間を表-1 に示す。

表-1　打上げの期間及び時間

ロケット 機種	打上げ 予定日 （日本標準時）	打上げ 予定時間帯※ （日本標準時）	打上げ 予備期間	海面落下時間帯 （打上げ後）
イプシロンロケット 5 号機 （ε -5）	令和 3 年 10 月 1 日(金)	9 時 48 分頃 ～ 9 時 59 分頃	令和 3 年 10 月 2 日(土) ～ 令和 3 年 11 月 30 日(火)	・第 1 段及び 衛星フェアリング 約 7 分～23 分後 ・第 2 段 約 12 分～28 分後

※打上げ時刻・打上げ時間帯は、打上げ 2 日前に決定する。

1．6　打上げ施設

打上げに使用する JAXA の施設の配置を図-2 に示す。

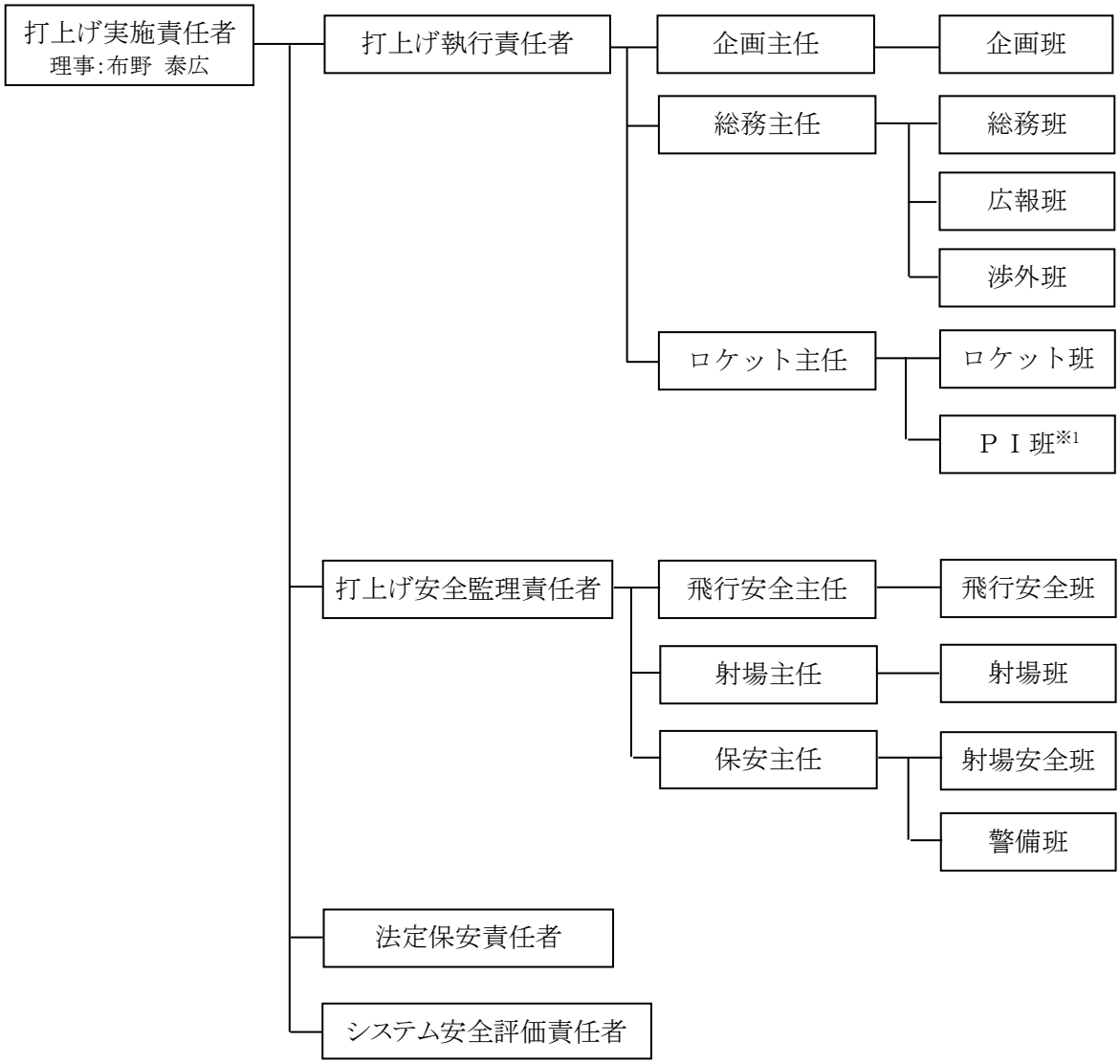
2.　打上げ計画

2．1　打上げの実施場所

ア. 内之浦宇宙空間観測所
　鹿児島県肝属郡肝付町南方
イ. 種子島宇宙センター
　鹿児島県熊毛郡南種子町茎永
ウ. 増田宇宙通信所
　鹿児島県熊毛郡中種子町増田
エ. ミンゲニューダウンレンジ局
　オーストラリア連邦西オーストラリア州
オ. 糸満ダウンレンジ局
　沖縄県糸満市西崎町
カ. サンチャゴダウンレンジ局
　チリ共和国サンチャゴ市
キ. アトランタダウンレンジ局
　アメリカ合衆国ジョージア州

2．2　打上げの実施体制

打上げ整備及びロケット打上げ並びに革新的衛星技術実証 2 号機の軌道投入の業務を確実かつ円滑に行うため、図-1 に示す打上げ実施責任者を長とする打上げ管制隊を編成する。



※1 PI班:ペイロードインタフェース(Payload Interface)班の略
※2 品質管理の独立評価については JAXA の定常組織(信頼性統括、S&MA 総括および安全・信頼性推進部)が担当する

図-1 イプシロンロケット 5 号機打上げ管制隊組織 ※2

２．３　　イプシロンロケット５号機の概要

イプシロンロケットは、M-V ロケット及び H-ⅡA ロケットで培った技術を最大限に活用して開発した３段式固体ロケットであり、５号機では、第３段の上に衛星の軌道投入精度を高めるため小型液体推進系（PBS：Post Boost Stage）を搭載する。

ε -5 では、小型液体推進系（PBS）に加え、複数衛星搭載構造（ESMS：Epsilon Satellite Mount Structure）およびキューブサット放出装置（E-SSOD：Epsilon Small Satellite Orbital Deployer）を搭載し、小型実証衛星 2 号機、4 基の超小型衛星、4 基のキューブサットの計 9 基から構成される革新的衛星技術実証 2 号機の打上げを行う。

２．４　　ロケットの飛行計画

ε -5 は、革新的衛星技術実証 2 号機を搭載し、内之浦宇宙空間観測所 M 台地より打ち上げられる。

ロケットは、打上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角 121.4 度へ向けた後、表-2 に示す所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。

第 1 段を打上げ約 2 分 41 秒後（以下、時間は打上げ後の経過時間を示す。）に、第 2 段を約 6 分 30 秒後に、第 3 段を約 9 分 54 秒後に分離する。

引き続き、約 16 分 13 秒後から約 18 分 03 秒後まで、及び約 42 分 17 秒から約 50 分 54 秒まで小型液体推進系(PBS)の燃焼を行い、約 52 分 35 秒後に高度約 560km、軌道傾斜角 97.6 度の太陽同期軌道で小型実証衛星 2 号機を分離する。

小型実証衛星 2 号機を分離後、ロケットは飛行を続け、約 1 時間 6 分 30 秒から約 1 時間 11 分 38 秒までに超小型衛星及びキューブサットに対し分離信号を送出する。

ロケットの飛行計画を表-2 に、飛行経路を図-3 に示す。

２．５　　ロケットの主要諸元

ロケットの主要諸元及び外観を表-3 及び図-4 に示す。

２．６　　衛星「小型実証衛星 2 号機」の概要

小型実証衛星 2 号機（RAISE-2：RApid Innovative payload demonstration SatellitE-2）は、公募により選定された６つの部品・機器の実証テーマを軌道上で実証する。実証テーマ提案者からの要求を受けて衛星の運用を行い、 実証機器の実験データおよび実験実施時の環境データを提供する。衛星は、部品・機器の実証のための「ミッション系」と人工衛星としての機能を維持する「バス系」から構成されるが、サバイバビリティの強化やミッション系とのインタフェースの標準化を目指し、可能な限りミッション系とバス系を独立にするよう設計していることが特徴である。本衛星は、三菱電機株式会社が開発・製造・運用を担当している。

小型実証衛星 2 号機の主要諸元及び外観を表-4 及び図-5 に示す。

2．7　超小型衛星およびキューブサットの概要

革新的衛星技術実証プログラムの公募により選定された 4 つの超小型衛星（HIBARI, Z-Sat, DRUMS, TeikyoSat-4）と 4 つのキューブサット(ASTERISC, ARICA, NanoDragon, KOSEN-1)から構成され、それぞれ、衛星産業の国際競争力の獲得・強化、宇宙利用拡大、新たなイノベーション創出、宇宙産業のビジネス創出並びに人材育成促進を目的に、各提案者が軌道上実証を行う。それぞれの衛星の主要諸元及び形状を表-5、表-6 に示す。

なお、超小型衛星およびキューブサットについて、ロケットへの引渡し遅延や不具合等の問題が発生し、打上げ時期に影響を与える場合には、ダミー等に変更して打ち上げることがある。

2．8　打上げに係る安全確保

(1)射場整備作業の安全

射場整備作業の安全については、打上げに関連する法令の他、JAXAの鹿児島宇宙センターにおける保安物等の取扱い等に係る鹿児島宇宙センターにおける打上げ等に関する安全管理規程等の規程・規則・基準に従って所要の措置を講ずる。

なお、打上げ整備作業中は、危険物等の貯蔵及び取扱場所の周辺には関係者以外立ち入らないよう人員規制を行い、入退場管理を行う。

(2)射場周辺の住民への周知

射場周辺の住民に対する安全確保については、地元説明会等によりロケット打上げ計画の周知を図り、警戒区域内に立ち入らないよう協力を求める。

(3)打上げ当日の警戒

ア.　ε -5 打上げ当日は、図-6 に示す陸上警戒区域、図-7 に示す海上警戒区域、図-6 並びに図-7 及び高度 18km 通過域を包含した図-8 に示す上空警戒区域の警戒を行う。

イ.　陸上における警戒については、JAXA が警戒区域の人員規制等を行うとともに、肝付町及び鹿児島県警察に協力を依頼する。

ウ.　海上における警戒については、JAXA が海上監視レーダ等による監視及び警戒船による警戒を行うとともに、第十管区海上保安本部、鹿児島県及び宮崎県に協力を依頼する。

エ.　射場上空の警戒については、航空局に対して必要な連絡を行うと共に、打上げ時刻における航空機の進入を、陸上に配置した警戒員、海上に配置した警戒船及び航空機により監視を行う。

(4)ロケットの飛行安全

発射後のロケットの飛行安全については、取得された各種データに基づきロケットの飛行状態を判断し、必要がある場合には所要の措置を講ずる。

2．9　関係機関への打上げ情報の通報

(1)ロケット打上げの実施の有無に係る連絡等

ア．ロケット打上げの実施については、打上げ前々日の 15 時までに決定し、別に定める関係機関にファックス等にて連絡する。

イ．天候その他の理由により打上げを延期する場合は、関係機関に速やかにその旨及び変更後の打上げ日について連絡する。

ウ．国土交通省に対して、打上げの 5 日前、2 日前、打上げ時刻の 6 時間前、2 時間前及び 30 分前に通報するとともに打上げ直後にも通報する。

(2)船舶の航行安全のための事前通報及び打上げ情報の周知

打上げ当日の海上警戒区域及び落下物の落下予想区域の船舶の航行規制を行うため、JAXA は事前に海上保安庁及び関係機関に対して打上げを行う旨の通知をし、船舶への周知を依頼する。

なお、ロケット打上げ時刻に変更が生じた場合、速やかに海上保安庁や関係機関に通知する。

海上警戒区域を図-7 に、落下物の落下予想区域を図-9 に示す。

(3)航空機の航行安全のための事前通報及び打上げ情報の周知

打上げ当日の上空警戒区域の航空機の飛行規制を行うため、JAXA は事前に国土交通省に対して打上げを行う旨の通知をし、航空機への周知を依頼する。

なお、ロケット打ち上げ時刻に変更が生じた場合、速やかに国土交通省に通知する。

上空警戒区域を図-8 に示す。

2．10　打上げ結果の報告等

(1)打上げの結果等については、文部科学省等に速やかに通知するとともに、打上げ実施責任者等から報道関係者に発表を行う。

(2)報道関係者に対し、安全確保に留意しつつ取材の便宜を図る。

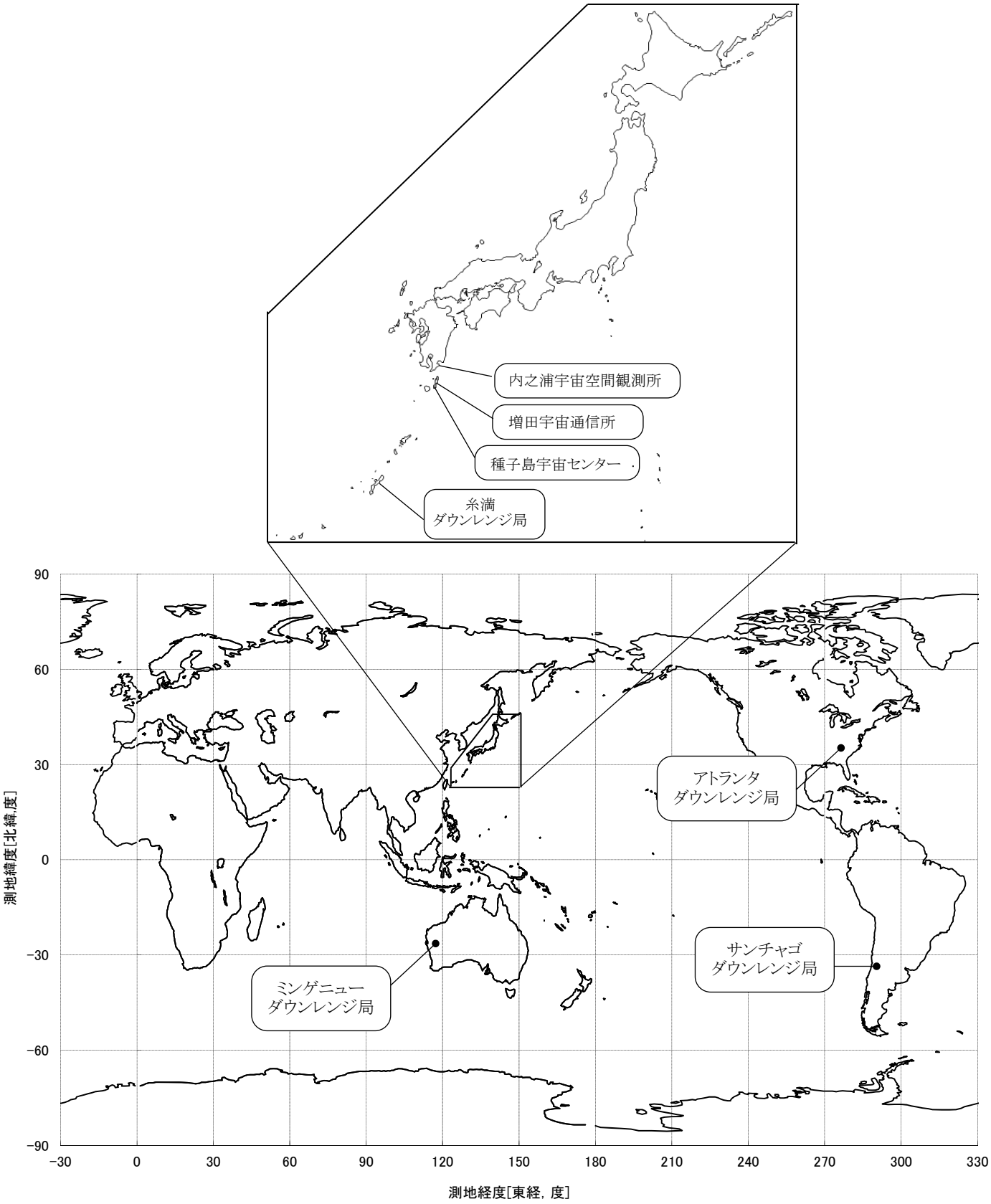


図-2 打上げ施設の配置図

表-2 ロケットの飛行計画

事象		打上後経過時間				高度	慣性速度
		時	分	秒	経過秒	km	km/s
(1)	リフトオフ		00	00	0	0	0.4
(2)	第 1 段 燃焼終了*		01	48	108	73	2.3
(3)	衛星フェアリング分離		02	31	151	121	2.1
(4)	第 1 段・第 2 段分離		02	41	161	130	2.0
(5)	第 2 段 燃焼開始		02	45	165	133	2.0
(6)	第 2 段 燃焼終了*		04	54	294	212	4.8
(7)	第 2 段・第 3 段分離		06	30	390	241	4.7
(8)	第 3 段 燃焼開始		06	34	394	241	4.7
(9)	第 3 段 燃焼終了*		08	02	482	234	7.9
(10)	第 3 段・PBS**分離		09	54	594	239	7.9
(11)	第 1 回 PBS 燃焼開始		16	13	973	283	7.8
(12)	第 1 回 PBS 燃焼停止		18	03	1083	301	7.8
(13)	第 2 回 PBS 燃焼開始		42	17	2537	559	7.5
(14)	第 2 回 PBS 燃焼停止		50	54	3054	571	7.6
(15)	RAISE-2 分離		52	35	3155	570	7.6
(16)	TeikyoSat-4 分離	1	06	30	3990	570	7.6
(17)	ASTERISC 分離	1	06	53	4013	570	7.6
(18)	第 3 回 PBS 燃焼開始	1	08	34	4114	572	7.6
(19)	第 3 回 PBS 燃焼停止	1	08	47	4127	572	7.6
(20)	Z-Sat 分離	1	10	06	4206	574	7.6
(21)	DRUMS 分離	1	10	29	4229	574	7.6
(22)	HIBARI 分離	1	10	52	4252	575	7.6
(23)	KOSEN-1 および ARICA 分離	1	11	15	4275	575	7.6
(24)	NanoDragon 分離	1	11	38	4298	576	7.6

*)燃焼室圧力最大値の 5%時点

**)PBS(Post Boost Stage):小型液体推進系

ε -5

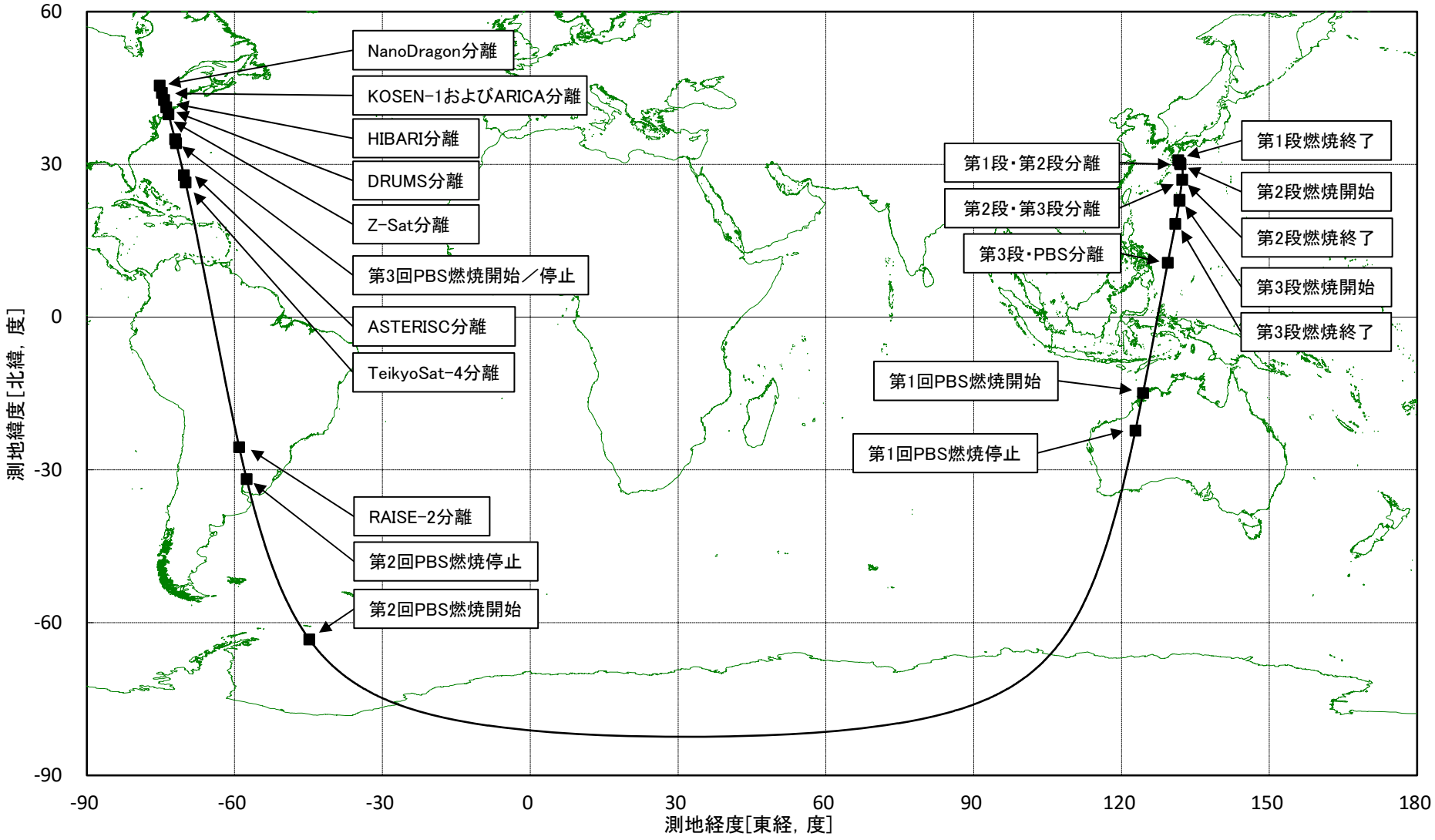


図-3 ロケットの飛行経路

表-3 ロケットの主要諸元

全段					
名称	イプシロンロケット 5 号機				
全長(m)	26.0				
全備質量(t)	95.7(ペイロードの質量は含まず)				
誘導方式	慣性誘導方式				
各段					
	1 段モータ	2 段モータ	3 段モータ	小型※3 液体推進系	フェアリング
全長(m)	11.7	4.0	2.2	2.8	9.6
外径(m)	2.6	2.6	1.4	2.0	2.6
質量(t)	74.5	17.1	2.8	0.6	0.7※1
推進薬質量(t)	66.0	15.0	2.5	0.1	―
推力※2(kN)	2350	446	100	0.2	―
燃焼時間(s)	108	129	88	641	―
推進薬種類	コンポジット 推進薬	コンポジット 推進薬	コンポジット 推進薬	ヒドラジン	―
推進薬供給方式	固体推進薬	固体推進薬	固体推進薬	調圧方式	―
比推力※2(s)	284	295	299	231	―
姿勢制御方式	3 軸姿勢制御 (TVC/SMSJ)	3 軸姿勢制御 (TVC/RCS)	スピン方式	3 軸姿勢制御 (スラスタ)	―
主要搭載 電子装置	レートジャイロ パッケージ 横加速度計測装置	第 2 段ハード ウェアI/F装置 データ収集装置 電波航法機器	誘導制御計算機 慣性センサユニット データ収集装置 テレメータ送信機		―

※1:フェアリング投棄分の質量

※2:真空中　固体モータは最大推力で規定

※3:複数衛星搭載構造を含む

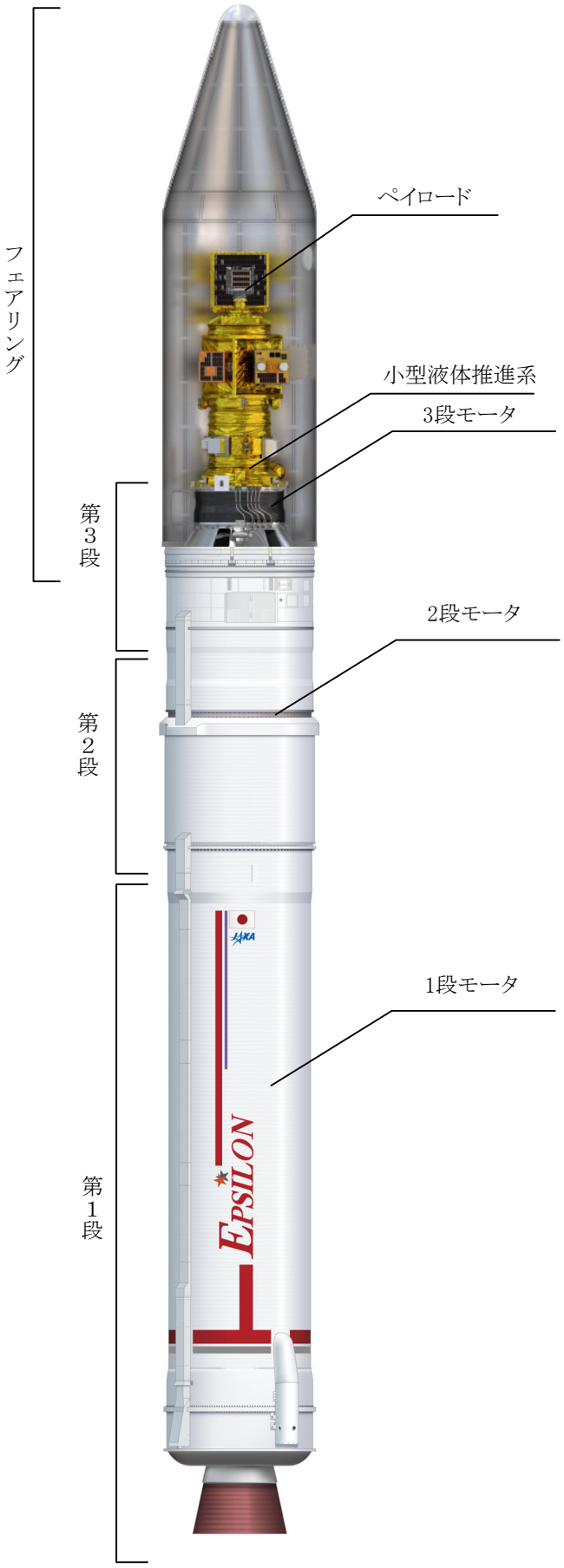


図-4　ロケットの外観（イプシロンロケット）

表-4 小型実証衛星 2 号機の主要諸元

項 目	諸 元
名称	小型実証衛星 2 号機（RAISE-2）
概要	JAXA は、革新的衛星技術実証プログラムにより、超小型の人工衛星を活用した新たな知見の獲得・蓄積、将来ミッションプロジェクトの創出、宇宙システムの基幹的部品や新規要素技術の軌道上実証実験などのための機会を提供している。 2 号機である小型実証衛星 2 号機（RAISE-2：RApid Innovative payload demonstration SatellitE-2）では、公募により選定された 6 つの部品・機器の実証テーマを軌道上で実証する。 実証テーマ提案者からの要求を受けて衛星の運用を行い、実証機器の実験データおよび実験実施時の環境データを提供する。衛星は部品・機器の実証のための「ミッション系」と人工衛星としての機能を維持する「バス系」から構成されるが、サバイバビリティの強化やミッション系とのインタフェースの標準化を目指し、可能な限りミッション系とバス系を独立にするよう設計していることが特徴である。本衛星は、三菱電機株式会社が開発・製造・運用を担当している。
構造	サイズ：約 0.75m×1m×1m 重量： 最大 110kg 発生電力： バス系 約 215Wh 以上（BOL*） ミッション系 約 112Wh 以上（BOL*）
予定軌道 （運用時）	種類： 太陽同期軌道 軌道高度： 約 560km 軌道傾斜角： 約 97.6 度 周期： 約 95 分
ミッション機器	・マルチコア・省電力ボードコンピュータ SPRESENSE™ （SPR） ・クローズドループ式干渉型光ファイバジャイロ （I-FOG） ・CubeSat 用国産小型スタートラッカー （ASC） ・3D プリンタ X 帯アンテナ （3D-ANT） ・軽量・無電力型高機能熱制御デバイス （ATCD） ・冗長 MEMS IMU （MARIN）
ミッション期間	約 1 年

(*)BOL：Beginning-of-Life（寿命初期）

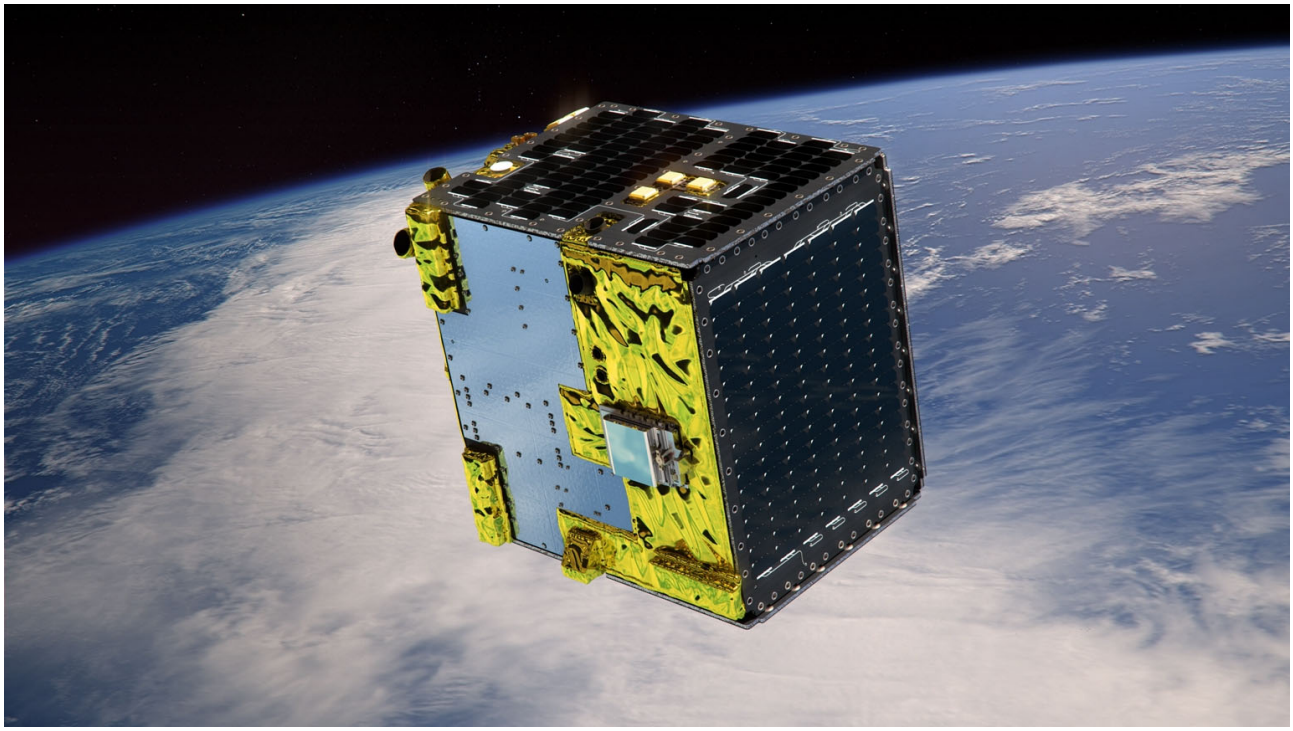


図-5　小型実証衛星 2 号機　外観図

ε -5

表-5 超小型衛星の概要

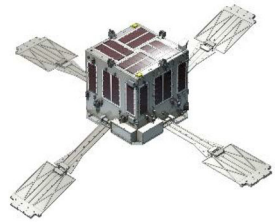
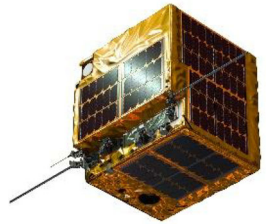
No.	衛星の開発機関	衛星の名称	衛星のミッション内容	質量・寸法	外観
1	東京工業大学	可変形状姿勢制御実証衛星ひばり(HIBARI)	可変形状機能を用いた姿勢制御技術や紫外線カメラ等の動作実証、リアルタイム通信の実証を目的とし、太陽電池パドルを回転駆動させる姿勢制御実験や紫外線カメラの撮像、Globalstar を利用した通信実験を行う。	サイズ: 59×59×55cm 質量: 55kg	
2	三菱重工業株式会社	複数波長赤外線観測超小型衛星(Z-Sat)	複数波長帯での赤外線画像処理技術の実証を目的とし、近赤外線・遠赤外線カメラにより複数波長で地表面の同時撮像を行い、取得画像を分析して対象を同定し、熱源の位置や温度分布等を取得する。	サイズ: 50×50×51cm 質量: 46kg	
3	川崎重工業株式会社	デブリ捕獲システム超小型実証衛星(DRUMS)	デブリ除去技術の獲得を目的とし、小型のターゲット(仮想デブリ)を放出し、そのターゲットへの接近・模擬捕獲を行う事でデブリ除去技術の軌道上実証を行う。	サイズ: 59×60×84cm 質量: 62kg	
4	帝京大学	多目的宇宙環境利用実験衛星(TeikyoSat-4)	超小型衛星内での生命科学・物質科学、宇宙工学分野の実験が可能なバスシステムの実現を目的とし、微小重力環境下でミッションモジュール容器内の細胞性粘菌の挙動観察やアマチュア無線帯高速通信実験、電源システムの動作実験を実施する。	サイズ: 55×55×55cm 質量: 52kg	

表-6 キューブサットの概要

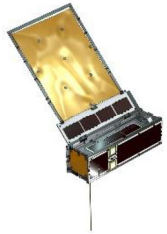
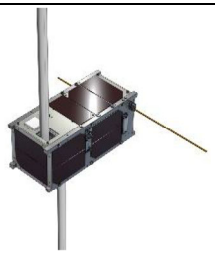
No.	衛星の開発機関	衛星の名称	衛星のミッション内容	質量・寸法	外観
1	千葉工業大学	宇宙塵探査実証衛星（ASTERISC）	軌道上の宇宙塵・微小スペースデブリの観測を目的とする膜面型ダストセンサシステムおよび衛星バスシステムを本衛星に搭載し、技術実証を行うとともに、実際の軌道上の粒子の科学観測を行う。	サイズ： 11×11×34cm 質量： 4kg	
2	青山学院大学	速報実証衛星（ARICA）	ガンマ線バーストに代表される突発天体の観測を目的として、機上で見つけた天体を即座に速報する機能について、安価なキューブサットと民間衛星ネットワークを用いて実証実験を行う。	サイズ： 10×10×11cm 質量： 1kg	
3	明星電気株式会社	高機能 OBC 実証衛星（NanoDragon）	超小型衛星を用いた船舶衝突防止の可能性の検証を目的として、3U サイズのキューブサット「NanoDragon」により、新規開発の高機能 OBC、それを用いた姿勢決定・制御系、及び船舶自動識別システム受信機の性能を評価する。	サイズ： 10×10×34cm 質量： 4kg	
4	高知工業高等専門学校	木星電波観測技術実証衛星（KOSEN-1）	2U CubeSat において、デュアルリアクションホイール、超小型 Linux マイコンボードによる OBC、木星電波受信アンテナ展開機構の技術実証を行い、木星電波ビーム構造の解明のための観測を行う。	サイズ： 10×10×23cm 質量： 3kg	

図-6 ロケット打上げ時の警戒区域（陸上警戒区域）

ε -5

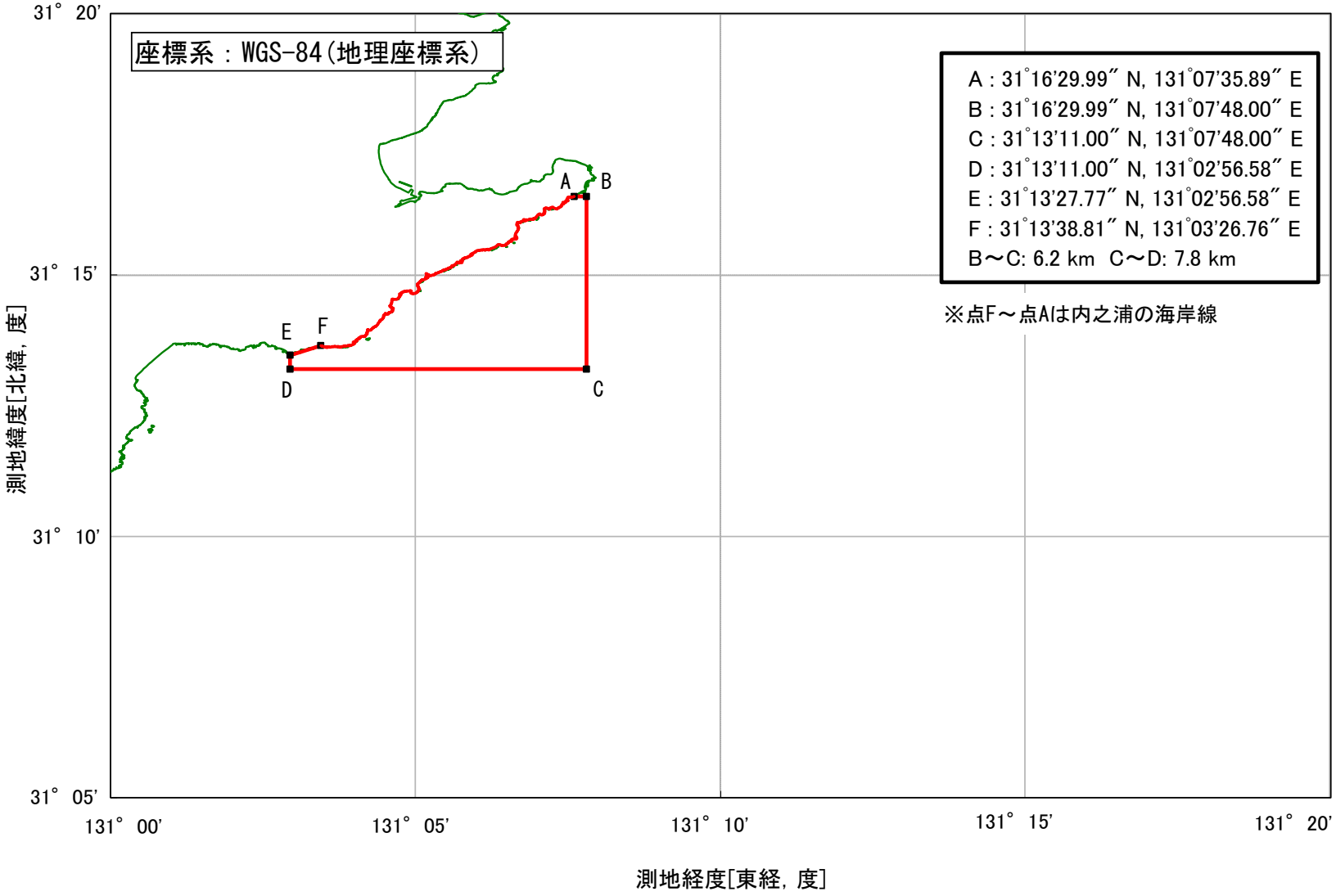
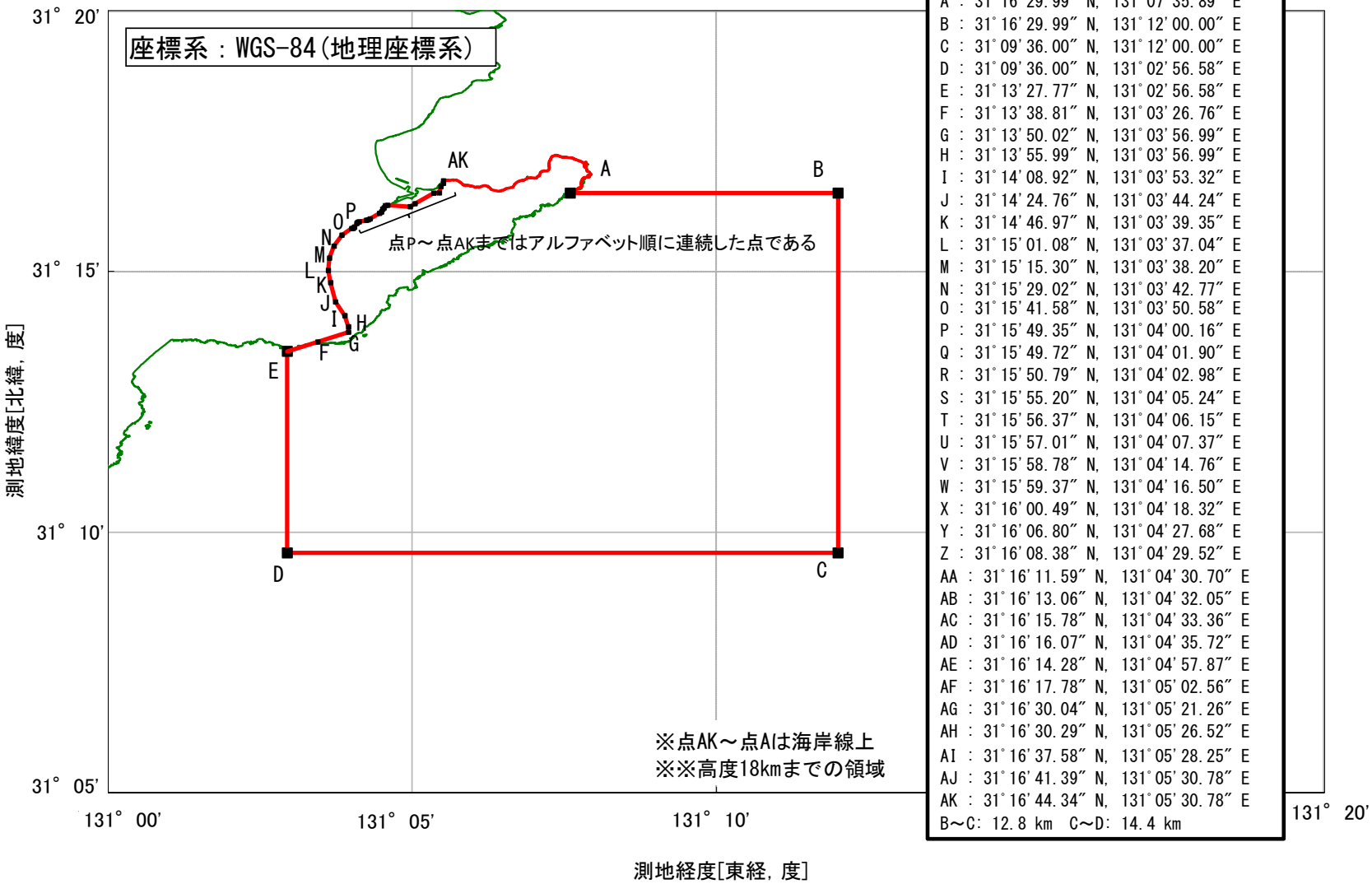
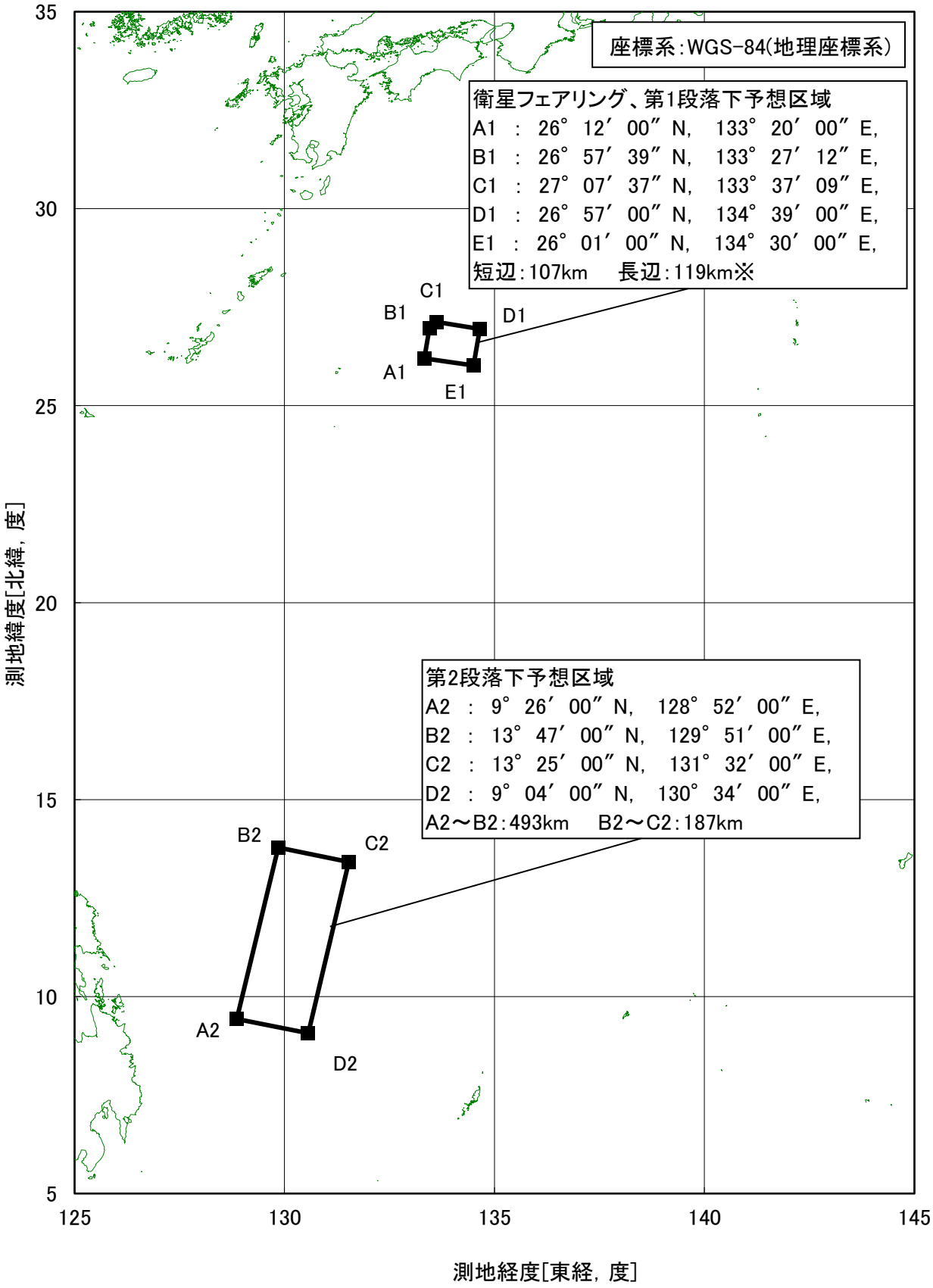


図-7 ロケット打上げ時の警戒区域(海上警戒区域)



A : 31°16'29.99" N, 131°07'35.89" E
B : 31°16'29.99" N, 131°12'00.00" E
C : 31°09'36.00" N, 131°12'00.00" E
D : 31°09'36.00" N, 131°02'56.58" E
E : 31°13'27.77" N, 131°02'56.58" E
F : 31°13'38.81" N, 131°03'26.76" E
G : 31°13'50.02" N, 131°03'56.99" E
H : 31°13'55.99" N, 131°03'56.99" E
I : 31°14'08.92" N, 131°03'53.32" E
J : 31°14'24.76" N, 131°03'44.24" E
K : 31°14'46.97" N, 131°03'39.35" E
L : 31°15'01.08" N, 131°03'37.04" E
M : 31°15'15.30" N, 131°03'38.20" E
N : 31°15'29.02" N, 131°03'42.77" E
O : 31°15'41.58" N, 131°03'50.58" E
P : 31°15'49.35" N, 131°04'00.16" E
Q : 31°15'49.72" N, 131°04'01.90" E
R : 31°15'50.79" N, 131°04'02.98" E
S : 31°15'55.20" N, 131°04'05.24" E
T : 31°15'56.37" N, 131°04'06.15" E
U : 31°15'57.01" N, 131°04'07.37" E
V : 31°15'58.78" N, 131°04'14.76" E
W : 31°15'59.37" N, 131°04'16.50" E
X : 31°16'00.49" N, 131°04'18.32" E
Y : 31°16'06.80" N, 131°04'27.68" E
Z : 31°16'08.38" N, 131°04'29.52" E
AA : 31°16'11.59" N, 131°04'30.70" E
AB : 31°16'13.06" N, 131°04'32.05" E
AC : 31°16'15.78" N, 131°04'33.36" E
AD : 31°16'16.07" N, 131°04'35.72" E
AE : 31°16'14.28" N, 131°04'57.87" E
AF : 31°16'17.78" N, 131°05'02.56" E
AG : 31°16'30.04" N, 131°05'21.26" E
AH : 31°16'30.29" N, 131°05'26.52" E
AI : 31°16'37.58" N, 131°05'28.25" E
AJ : 31°16'41.39" N, 131°05'30.78" E
AK : 31°16'44.34" N, 131°05'30.78" E
B～C: 12.8 km C～D: 14.4 km

図-8 ロケット打上げ時の警戒区域(上空警戒区域)



※落下予想区域に外接する長方形の各辺の距離

図-9 ロケット落下物の落下予想区域