

システム技術開発調査研究  
20-R-2

小型衛星打ち上げ用  
空中発射システムに関する調査研究  
報告書

— 要 旨 —

平成21年3月

財団法人 機械システム振興協会

委託先 財団法人 無人宇宙実験システム研究開発機構

**KEIRIN**



この事業は、競輪の補助金を受けて実施したものです。

<http://ringring-keirin.jp>



## 序

わが国経済の安定成長への推進にあたり、機械情報産業をめぐる経済的、社会的諸条件は急速な変化を見せており、社会生活における環境、防災、都市、住宅、福祉、教育等、直面する問題の解決を図るためには、技術開発力の強化に加えて、ますます多様化、高度化する社会的ニーズに適応する機械情報システムの研究開発が必要であります。

このような社会情勢に対応し、各方面の要請に応えるため、財団法人機械システム振興協会では、財団法人JKAから機械工業振興資金の交付を受けて、機械システムに関する調査研究等補助事業、新機械システム普及促進補助事業を実施しております。

特に、システム開発に関する事業を効果的に推進するためには、国内外における先端技術、あるいはシステム統合化技術に関する調査研究を先行して実施する必要がありますので、当協会に総合システム調査開発委員会（委員長 東京大学 名誉教授 藤正 巖氏）を設置し、同委員会のご指導のもとにシステム技術開発に関する調査研究事業を実施しております。

この「小型衛星打ち上げ用空中発射システムに関する調査研究報告書」は、上記事業の一環として、当協会が財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構に委託して実施した調査研究の成果であります。今後、機械情報産業に関する諸施策が展開されていくうえで、本調査研究の成果が一つの礎石として役立てば幸いです。

平成21年3月

財団法人機械システム振興協会

## はじめに

本報告書は、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構が、財団法人機械システム振興協会からの受託により実施した平成 20 年度「小型衛星打ち上げ用空中発射システムに関する調査研究」の実施内容をまとめたものである。

空中発射システムについては、平成 18 年度「マイクロ衛星打ち上げ用空中発射システムに関する調査研究」（システム技術開発調査研究 18-R-3）において、空中発射システムの有効性を確認し、平成 19 年度「宇宙利用支援システムに関する調査研究」（システム技術開発調査研究 19-R-4）では、多くの宇宙利用サービスの普及促進を目指して、低コストの空中発射システムと小型衛星を組み合わせた宇宙利用支援システムのシステム検討を行った。平成 20 年度では、主として空中発射システムの性能評価を行うとともに、ロケット整備や空港施設に関する検討、航空機へのロケット搭載方式（背負い式、吊り下げ式及び航空機胴内からの投下式）から投下式の構成検討及び点火姿勢の確立及び地上局に依存しないロケットの飛行管制に係わる技術検討を行った。

世界的に宇宙の高コスト化体質が指摘され、宇宙のコスト低減は世界的な課題となり、宇宙技術の進展や民生部品・技術の宇宙転用技術の開発の進捗に併せて、衛星の小型、高機能、低コストの実現が見込まれるようになり、1990 年代後半から小型衛星の有効性が認識されるようになった。2000 年に入り、欧米を中心として実用衛星としての低コスト小型高性能衛星 (Nano、Micro、Mini) の開発が本格的に開始されるなり、今後の宇宙は大型衛星と小型衛星の 2 極化が進むと言われるようになり、小型衛星の利用促進には小型衛星単独で打ち上げ可能な小型ロケットの実現が求められるようになった。

打ち上げ市場においては、2000 年代に入り ICBM 転用の低コストロケットである Minotaur、ROCKOT、Dnepr、Kosmos などの商用展開を開始したことや人件費の安い中国、インドが打ち上げ市場に参入したが、当該の小型衛星にとっては相乗り打ち上げやピギーバック打ち上げに頼らざるを得ず、打ち上げ時期や打ち上げ軌道の自由度がない使いにくいロケットである。これらの状況を踏まえ、諸外国では低コストで小型衛星の打ち上げ機会を提供できる方策として、航空機にロケットを搭載し公海上の高々度からロケットを分離し打ち上げる空中発射システムが注目をあびるようになり、研究、開発を始めている。空中発射システムとして実用化されているものとして、1990 年からサービスを開始した米国の Orbital Sciences Corp (OSC) の Pegasus ロケットがあるが、OSC では最新の技術導入によりさらなるコスト低減を目指した空中発射システムとして、Raptor-2、Raptor-3 の開発、検討を進めている。

我が国においても、諸外国に遅れることなく、小型化による宇宙の低コスト化、商用利用の促進、宇宙産業の裾野の拡大等への寄与が期待される先進的な宇宙システムへの取り組みが必要であることから、本調査研究として先進的な宇宙システムの一つである小型打上機として空中発射システムを取り上げ、実現に係わる技術課題や諸条件の調査研究を行った。

平成21年3月

財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構

## 目 次

序

はじめに

1	調査研究の目的	1
2	調査研究の実施体制	2
3	調査研究の内容	7
3-1	技術動向調査	8
3-1.1	諸外国の空中発射システム動向	8
3-1.2	空中発射システム動向	10
3-1.2.1	Virgin Galactic空中発射事業(LauncherOne)	10
3-1.2.2	Yuzhnoye SDOの空中発射事業計画 (SWIFT、SPACE CLIPPER)	10
3-1.2.3	CNES空中発射システム動向	13
3-1.2.4	中国の空中発射システム開発動向(シェンロン：Shenlong)	19
3-1.2.5	イスラエルの空中発射システム (DRLV：Ducted Rocket launch Vehicle)	20
3-1.2.6	イタリア空中発射システム (EFA Launch system)	21
3-1.2.7	QuickReach 2008 年動向	21
3-2	空中発射システム要求検討	23
3-2.1	全体運用構想	23
3-2.2	ロケットシステム	26
3-2.2.1	空中発射方式	26
3-2.2.2	空中発射方式による性能の差異	26
3-2.2.3	ミッション解析	31
3-3	支援システムの検討	44
3-3.1	母機/空港内設備の検討	44
3-3.2	発射追跡管制システムの検討	45
3-3.2.1	衛星を利用したロケットの追跡・管制概念	45
3-3.2.2	インマルサット通信衛星を利用したロケットの追跡・管制概念	46
3-3.2.3	インマルサット通信衛星概要	48
3-4	打ち上げシステムの検討	50
3-4.1	航空機分離の検討	50
3-4.1.1	物量投下方式の種類	50
3-4.1.2	輸送機によるロケットの空中投下	51
3-4.1.3	姿勢確立運動の簡易解析	52
3-4.1.4	姿勢確立に用いる抽出傘	53
3-4.1.5	輸送機内でのクリアランス解析	53
3-4.1.6	まとめ	55
3-4.2	衛星を利用した飛行管制の検討	56
3-4.2.1	技術課題	56
3-4.2.2	通信システム検討	59

3-4.2.3 通信システムまとめ.....	64
3-4.3 ロケットの自律航法.....	64
3-5 空中発射システムの展望.....	67
3-5.1 国際協力.....	67
3-5.2 宇宙基本法.....	67
3-5.3 航空法.....	68
3-5.4 打上サービスに関する税制比較.....	69
4 調査研究の今後の課題及び展開.....	71
参考文献.....	75

## 1 調査研究の目的

宇宙開発技術及び民生部品の宇宙転用技術の進展に伴い、衛星の小型化、高機能化、短納期化、低コスト化が可能となったことから、今後の衛星市場は大型、小型の 2 極化に進むものと言われ、小型衛星による新規市場の創出が期待されている。欧米では、50～300kg クラスの小型衛星に着目し、災害監視、安全保障、ミッション実証、ベンチャ企業によるアイデア実証、技術者育成、教育等への利用促進が図れ、商業市場展開が進むものとして、積極的なマイクロ衛星技術の開発が進められている。

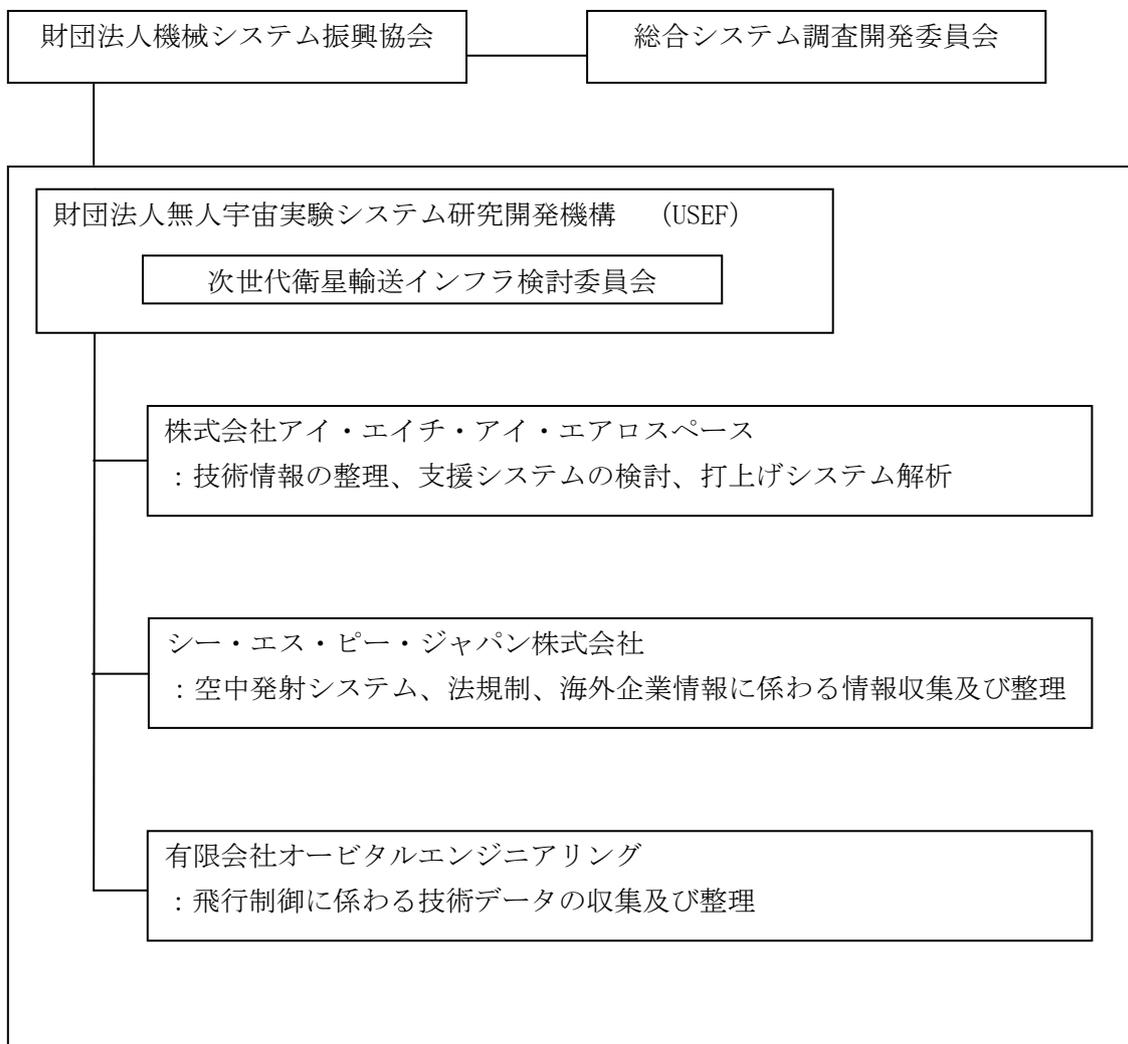
経済産業省、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構においても、本格的な衛星の低コスト化、高機能化の取り組みとして、平成 11 年度から民生技術・民生部品の宇宙転用を目指した「SERVIS プロジェクト」に取り組むとともに、小型衛星の利用促進を目指して、平成 17、18 年度にマイクロ衛星の利用ニーズ調査を実施した。また経済産業省では、小型衛星は初期投資が少ないことから事業リスクが小さく、新規企業の宇宙への参入、新規宇宙利用産業の創成が期待でき、宇宙全体の活性化に寄与するものとして、平成 20 年度より先進的な宇宙システムの開発として、100～300kg 程度の小型衛星の開発を予定している。

しかし、小型衛星を効率的に運用し利用促進を図るためには、従来の大型ロケットを利用した相乗りやピギーバック打上げでは、打上げ時期や打上げ軌道の制約が多いことから、低コストで機動的な小型衛星専用の打ち上げ手段の実現が求められている。空中発射システムは、打ち上げ射場が不要なこと、衛星の軌道に適しかつ打ち上げ時の安全確保が容易な公海上の高空からのロケット発射が可能なこと等から、機動性及び低コスト実現の最も有効な手段として、諸外国では積極的に開発や検討が進められている。

本調査研究では、小型衛星の打ち上げに供する小型で廉価な打ち上げシステムの調査研究として、固体ロケットを使用した空中発射システムの調査を行うもので、平成 18 年度及び 19 年度に実施した空中発射関連の調査研究成果を踏まえて、空中発射システムの支援システムの規模、本システム固有の技術等に関する調査研究を行う。

## 2 調査研究の実施体制

本調査研究の実施体制は、財団法人機械システム振興協会内に「総合システム調査開発委員会」を、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構内に「次世代衛星輸送インフラ検討委員会」を設置し、本調査研究の計画、実施状況、実施結果について意見・アドバイスをいただきながら進めた。技術検討、評価は財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構で実施したが、検討に必要な情報収集は外注作業として企業に請け負わせて実施した。また、基本となる固体ロケットシステムに係わる解析、打ち上げに必要な支援システムの検討は、機構の技術要求に基づき専門企業に再委託し実施した。



各役割・構成は以下のとおりである。

- ・ 財団法人機械システム振興協会、総合システム調査開発委員会は、全体の進行や作業状況のチェックを行い、成果報告書を確認する。
- ・ 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構は、外注先からの技術情報、再委託先からの解析、検討結果等をもとに、技術動向分析、システム検討、全体のとりまとめを行う。
- ・ 次世代衛星輸送インフラ検討委員会は、大学、省庁、独立行政法人宇宙航空研究開発機構等の研究者等で構成し、調査研究計画、実施状況、実施結果の妥当性等の審査を実施する。
- ・ 再委託先の株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペースは、基本となる固体ロケットシステム、その運用、打上げ整備に係わる施設等の検討及び既存の打上げシステムに係わる技術情報の提供を実施する。
- ・ 外注先として、シー・エス・ピー・ジャパン株式会社は空中発射システムに係わる情報収集、法規制及び海外企業情報の収集及び整理を、有限会社オービタルエンジニアリングは飛行制御に係わる技術データの収集及び整理を実施する。

総合システム調査開発委員会の委員名簿を以下に示す。

総合システム調査開発委員会委員名簿

(順不同・敬称略)

委員長	東京大学 名誉教授	藤 正 巖
委 員	埼玉大学 教授	太 田 公 廣
委 員	独立行政法人産業技術総合研究所 エレクトロニクス研究部門 研究部門長	金 丸 正 剛
委 員	独立行政法人産業技術総合研究所 デジタルものづくり研究センター 招聘研究員	志 村 洋 文
委 員	東北大学 工学研究科 教授	中 島 一 郎
委 員	東京工業大学大学院 総合理工学研究科 教授	廣 田 薫
委 員	東京大学大学院 工学系研究科 准教授	藤 岡 健 彦
委 員	東京大学大学院 新領域創成科学研究科 教授	大 和 裕 幸

財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構内に置かれた「次世代衛星輸送インフラ検討委員会」の委員名簿を以下に示す。

	氏 名	所 属 ・ 役 職
委 員	雛田 元紀	宇宙科学研究所名誉教授
委 員	青木 節子	学校法人慶應義塾大学総合政策学部教授
委 員	稲谷 芳文	独立行政法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部宇宙航行システム研究系教授
委 員	小川 博之	独立行政法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部宇宙航行システム研究系准教授
委 員	景山 正美	防衛省技術研究本部航空装備研究所研究企画官
委 員	清原 博	むさし国際法律事務所所長
委 員	徳留 真一郎	独立行政法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系准教授
委 員	林 友直	宇宙科学研究所名誉教授
委 員	森田 泰弘	独立行政法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系教授
委 員	横山 幸嗣	元宇宙科学研究所助教授
オブザーバ	村田 真一	経済産業省製造産業局航空機武器宇宙産業課 宇宙産業室室長補佐
オブザーバ	松田 聖路	株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース
オブザーバ	足立 忠司	株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース
オブザーバ	矢木 一博	株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース
オブザーバ	横手 淳	株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース

(続 き)

	氏 名	所 属 ・ 役 職
オブザーバ	山口 耕司	有限会社オービタルエンジニアリング
オブザーバ	金岡 充晃	シー・エス・ピー・ジャパン株式会社
オブザーバ	知久 多喜眞	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構
オブザーバ	金井 宏	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構
事務局	富士 隆義	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構
事務局	佐々木 謙治	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構
事務局	牛越 淳雄	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構
事務局	齊藤 孝	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構

### 3 調査研究の内容

#### (1) 空中発射システムの技術動向調査

諸外国における空中発射システムの開発及び検討状況について調査を実施し、打上げシステム及びその運用に係わる最新技術情報の収集を行う。

#### (2) 空中発射システム要求検討

具体的な衛星を想定した運用構想を設定し、ロケットシステム、打上げシステムの整備に供する空港内施設／設備、航空機、発射・追跡管制システム等の規模を検討するための要求及び前提条件を整理する。

発射・追跡管制システムについては、既存の飛行安全要求を参考とし、衛星の打上げに必要な安全性と確実性が確保できる衛星を利用したシステムを検討する。

#### (3) 支援システムの検討

空中発射による衛星打上げに適用する支援システムとして、打上げシステムの整備に供する空港内施設／設備、ロケット搭載に係わる航空機の改造、発射・追跡管制システムについて、概略仕様の検討を行う。

#### (4) 打上げシステム検討

上記の空中発射システムの要求及び前提条件に基づき、打上げシステムの概略検討を行い、母機・航空機分離解析等のシステムの固有の技術について技術課題を抽出し、その実現性について検討を行う。

打上げシステムは GPS を利用した自律航法を前提とし、商用衛星を利用した管制を行うものとして、電波リンク解析、通信品質、遅れ、通信レート等の検討を行う。

#### (5) 空中発射システムの展望

空中発射システム実現のためのプログラム化に向けて、空中発射システムの技術的位置付けや技術的發展性、国際協力の可能性などについて整理する。また、民間宇宙活動の促進に関連する法制度の整備や産業支援等について、国への要望等を整理する。

### 3-1 技術動向調査

#### 3-1.1 諸外国の空中発射システム動向

空中発射システムは、米国、フランス、ロシア、ウクライナ、イスラエル、スペイン、イタリア、中国、韓国、日本がシステム検討をしている。その開発企業、ロケット名、使用航空機、ロケット搭載方式、分離時の態勢、打上能力の一覧を表 1.1-1に示す。

表 1.1-1 空中発射システム検討動向

	開発国/企業名	ロケット名/各段仕様	航空機	ロケット搭載方法
アメリカ	Boeing/Orbital Sciences	SR19+ORION50XL+ORION38 Liquid	F-15GSE	背負式、胴体吊下式
		P80+CASTOR120+ORION50	C-5,C-17(?)	背負式、放出落下式
	Lockheed Martin	Peacekeeper (Solid & liquid upper)	C-5,An-124VS (An-124AL)	放出落下式
	Northrop Grumman /PAN AERO	liquid(Concept-1)	F-14	胴体吊下式
		liquid(Concept-2)	F-14	胴体吊下式
	Airlaunch LLC	Quickreach (liquid)	C-17	放出落下式
	Space Launch Corporation	PhantomPhoenix (Solid + upper liquid?)	F-4G	胴体吊下式
	SpaceWorks Commercial			
	RocketPlane	Japan HASTIC (hybrid) CAMUI	Modify Reaie25 (XP)	胴体吊下式
	Virgin Galactic	LauncherOne	WhiteKnightTwo mothership.	胴体吊下式
	SPACEWORKS Engineering	NK33+ORION50	Modify C-5 (twin C-5)	翼吊下式
	General Kinetics Inc	solid ?	NF-104	胴体吊下式
	concept study 1	NK33+ORION50	B747-400	胴体吊下式
	concept study 2	CASTOR120+ORION50	B767	胴体吊下式
Orbital Sciences	Pegasus	NB-52	翼吊下式	
	Pegasus-HAPS	NB-52	翼吊下式	
	Pegasus-H	L-1011	胴体吊下式	
	Pegasus-XL	L-1011	胴体吊下式	
	Pegasus-XL HAPS	L-1011	胴体吊下式	
フランス	CNES/ONERA	Linear MLA (Solid base, upper liquid)	RAFALE	胴体吊下式
	CNES/ONERA	MLA Trimaran (Solid base, upper liquid)	RAFALE	胴体&翼吊下
	CNES/ONERA	HORVS (Solid base, upper liquid)	A400M	放出落下式
ロシア ウクライナ	Russia	ISHIM(Solid)	MiG-31(MiG-31D base)	胴体吊下式
	Yuzhnoyes SDO	SWIFT(Solid), Mil-31ALA	MiG-31	胴体吊下式
	Yuzhnoyes SDO	SWIFT(Solid), Su-27ALA	SU-27	胴体吊下式
	Yuzhnoyes SDO	Space Clipper (solid base, upper liquid)	An-124	放出落下式
	Yuzhnoyes SDO		An-124	放出落下式
	Russia/Australia/UK	M-55 launcher (Solid)	M-55	背負式
	Air Launch System Inc	Polyot (liquid)	An-124AL	放出落下式
Yuzhnoyes SDO	Svitiaz (liquid)	Modify An-225	背負式	
イスラエル	RAFAEL	LAL(Solid)	F-15	胴体吊下式
	RAFAEL	HAL(Solid)	B-747	胴体吊下式
	Israel Institute of Technology	DRLV (1st Air breathing + Solid)	F-15	胴体吊下式
スペイン	INTA	AQUARIUS(Solid)	F-18, EF-2000	胴体吊下式
イタリア	School of Aerospace Engineering of Roma	EFA Launched System	EF-2000	胴体吊下式
	School of Aerospace Engineering of Roma	Microspace LV	MiG-31	胴体吊下式
中国	CNSA	Shenlong (Solid)	H-6 Badger (B-6/Tu-16)	胴体吊下式
韓国	KARI	? (Solid)	F-15K	胴体吊下式
日本	ISAS/Nissan (IHI Aerospace)	M-V (Solid)	B-747	背負式
	ISAS/Nissan (IHI Aerospace)	SS-520 (solid)	C-130	翼吊下式
	USEF/IHI Aerospace	Solid (50t Class LVS)	B-747	背負式
	USEF/IHI Aerospace	Solid (9t Class LVS)	B-747	翼吊下式
	USEF/IHI Aerospace	Solid (9t Class LVS)	C-130, C-17, C-5	翼吊下式 or 放出落下
USEF/IHI Aerospace	Solid (9t Class LVS)	F-15J	背負式	

Source: Responsive Space conference, Space launch, RocketPlane, General Kinetics, CNES, Airworld, Airlaunch System Inc, Myasishchev, Yuzhnoyes, INTA, ISAS

ロケットを搭載する母機としては、既存航空機である旅客機、戦闘機、輸送機、爆撃機、高高度偵察機、サブオービタル機の使用が検討されている。

ロケットの種類は、小型ロケットは固体ベース、中型ロケットは固体ベースもしくは液体ベースが、大型ロケットは液体ベースで主に設計が進んでいる。

航空機へ搭載されるロケットの搭載方法は、図 1.1-1に示すように胴体吊下式、翼吊下式、胴体&翼吊下式、放出落下式、背負式がある。

胴体吊下式及び翼吊下式は航空機の胴体や翼の下部へロケット搭載する方式でペガサスロケットでは、L-1011 や NB-52B で実用化しており、各国の空中発射システムはこの方式が多く、フランスの CNES による Rafale 戦闘機による空中発射システムでも検討されている。

放出落下式は航空機の胴体内部へ収納し、打上時に貨物室から放出して打上げる方式であり、アメリカの Airlaunch LLC の C-17 による QuickReach ロケットで放出試験が 2006 年に実施された他、各国でも検討されており、胴体吊下が困難な比較的中大型のロケットを打上げる場合に用いられている。

背負式は航空機の胴体上部へ搭載する方式であり、大型のロケットを搭載する場合に用いられる。検討国はアメリカ、ロシア、日本が挙げられる。



図 1.1-1 ロケット搭載方式

### 3-1.2 空中発射システム動向

2008年には、民間サブオービタル宇宙旅行事業を展開する Virgin Galactic が空中発射事業を検討する動向、CNES 空中発射システム検討動向、Yuzhnoye SDO の空中発射事業計画案の発表、中国の空中発射システム開発動向、イスラエル空中発射システムの新コンセプト発表、イタリア空中発射システム検討動向が報道機関や学会を通じて発表されている。

#### 3-1.2.1 Virgin Galactic空中発射事業(LancherOne)

Virgin Galactic は、事業計画として高度約 100km の弾道飛行宇宙旅行を計画している。当該システムは Mother ship である WhiteKnightTwo (EVE)が母機となり、サブオービタル有人機 SpaceShipTwo を搭載して高度 50,000ft で空中発射するシステムである。この宇宙弾道飛行旅行における一人当たりの費用は 20 万ドル(約 2000 万円)である。システム開発は Scaled composites が担当、ハイブリッドロケットエンジンは SpaceDev が供給している。

2008 年 12 月の Flight International (16 December 2008)報道では、Lancherone という空中発射事業の計画を発表した。ロケットの技術的詳細は発表されていないが、

- ・ 2 段式のハイブリッドロケットで 100kg の衛星を軌道投入
- ・ 固体ロケットにより 200kg の衛星を軌道投入

が検討されている。

2009 年 2 月 3 日のBBC報道では、Virgin Galacticと SSTLが高度 400-800kmへ 50-100kg程度のロケット打上事業を計画している。(図 1.2-1) 打上費用は\$5-10mil程度としているが、最終的には\$1milとしたいとBBCやWorld of tech Newsでは報道されている。

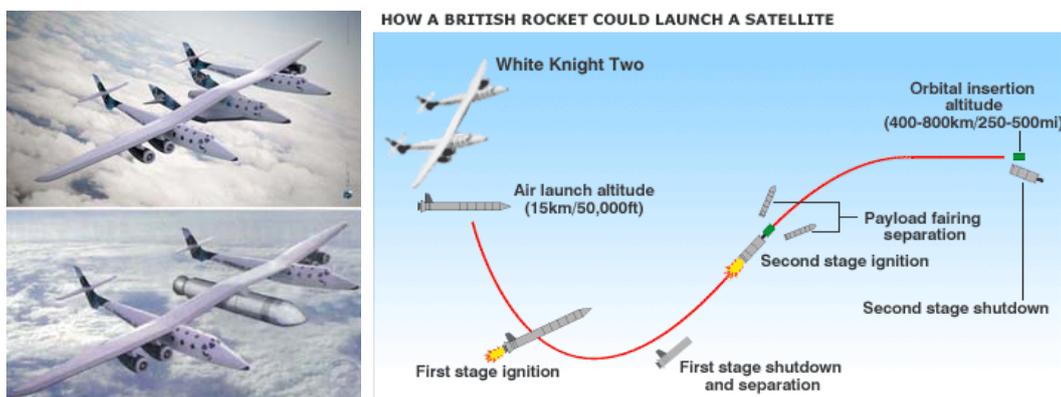


図 1.2-1 Virgin Galactic と SSTL の衛星打上事業計画案 (source : BBC)

#### 3-1.2.2 Yuzhnoye SDOの空中発射事業計画 (SWIFT、SPACE CLIPPER)

ウクライナの宇宙企業 Yuzhnoye SDO では、中小型で固体ロケットをベースとした空中発射システムを 2008 年 2 月発表に発表した。当該システムは戦闘機 Mig-31、Su-27 にロケットを胴体吊下した空中発射システム『Swift』と、An-124 貨物輸送機にロケット貨物室搭載で放出落下する空中発射(投下)システム『SPACE CLIPPER』がある。Swift は太陽同期軌

道 500km へ 40kg の軌道投入が可能なシステムであり、SPACE CLIPPER は 2 種類あり、傾斜角 0 度の 500km 軌道へ 500kg-1000kg の軌道投入が可能である。

(1) SWIFT

SWIFT は、Mig-31 と Su-27 (Su-30) というロシア戦闘機をベースとした全段固体の空中発射システムである。Yuzhnoye SDO では、3 段式固体ロケットをそれぞれ戦闘機用に準備する計画をしている。

図 1.2-2、図 1.2-3にSu-27 とMig-31 のロケット搭載図面及びロケット仕様を示す。Mig-31 空中発射システムはロケット全備質量が約 6600kg、軌道投入能力はSSO500kmへ 40kgであり、Su-27 空中発射システムはロケット全備質量が約 5560kg、軌道投入能力はSSO500kmへ 40kgとしている。

ロケットの特徴は搭載スペースの関係から、Mig-31 型のそれは左右の 1 段目をブースターとして搭載する方式であり、SU-27 型のそれは固体モータを直列にしたタイプである。Mig-31 型では、1 段目の推進薬質量を 2 本で 3000kg、2 段目を 2000kg とし、3 段目を 490kg (SU-27 と同質量) としている。一方 SU-27 は 1 段目と 2 段目の推進薬質量が同じである。

Mig-31 の保有国はロシア、カザフスタンであり、SU-27 保有国はロシア、ウクライナ、カザフスタン、中国、シリア、メキシコ、エリトリア、イラン、ベトナム、アンゴラ、インドネシア、ベラルーシ、エチオピア、ウズベキスタンである。SU-27 とほぼ同形状の Su-30 の保有国は購入予定国も含んでロシア、中国、アルジェリア、ベラルーシ、インド、マレーシア、ベトナム、インドネシア、ベネズエラであり、当該国では Yuzhnoye SDO との交渉次第で衛星打上手段を有することが出来る。

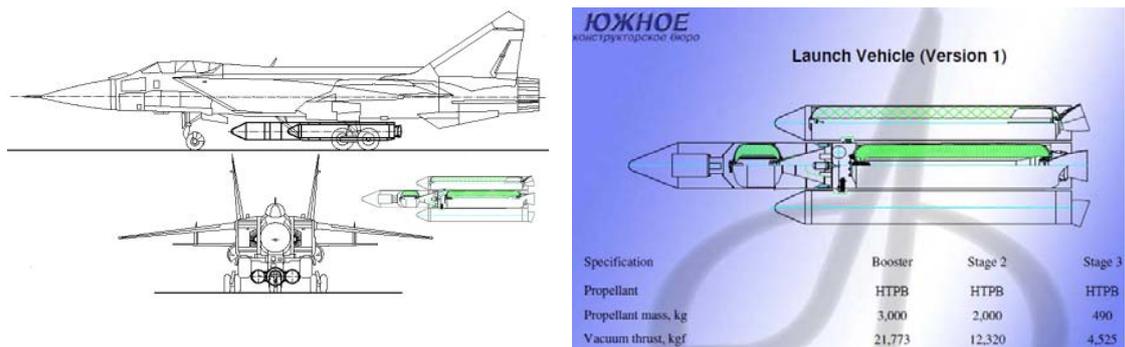


図 1.2-2 Mig-31 空中発射システム (source: Yuzhnoye SDO)

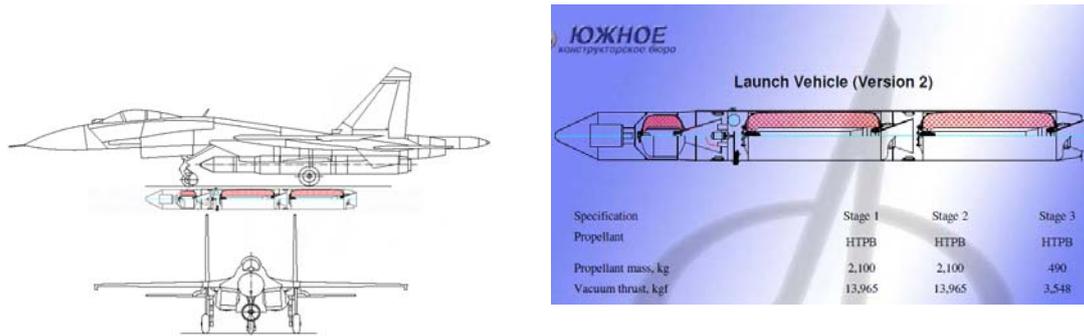


図 1.2-3 Su-27 空中発射システム (source: Yuzhnoye SDO)

(2) SPACE CLIPPER

SPACE CLIPPERは、AN-124 を母機とする空中投下型ランチャー (図 1.2-4) である。ロケットは、ICBM SS-25 及びSTARTロケットで使用された固体モータ 1 段目と、Cyclone-4 ロケットの第 3 段ステージを使用したもので、固体モータを 1 個とする 2 段式と、固体モータを 2 個とする 3 段式がある。同社ではDnepr開発や固体モータ内製技術等を有している。(図 1.2-5)

ロケットは、2 段式の推進薬質量は 24104kg で SS-25 の第一ステージのモータ利用を掲げており、2 段目薬量は 8500kg であり、液体構成は NTO+UDMH となっている。当該ステージは最大 3 回の再着火能力を有する。

一方、3 段式は 1 段目と 2 段目にはSS-25 第一ステージのモータを利用しているが、推進薬質量が、1 段目が 24400kg、2 段目が 24104 と多少異なる。3 段目は 8500kgであり、液体構成はNTO+UDMHとなっている。当該ステージは最大 3 回の再着火能力を有する。その構成から、2 段式 SPACE CLIPPERの総質量は 37200kgで軌道投入能力は 500kg (0 度傾斜角、500km) 、3 段式は 64550kgで 1000kg (0 度傾斜角、500km) となっている。飛行シーケンスを図 1.2-6に示す。

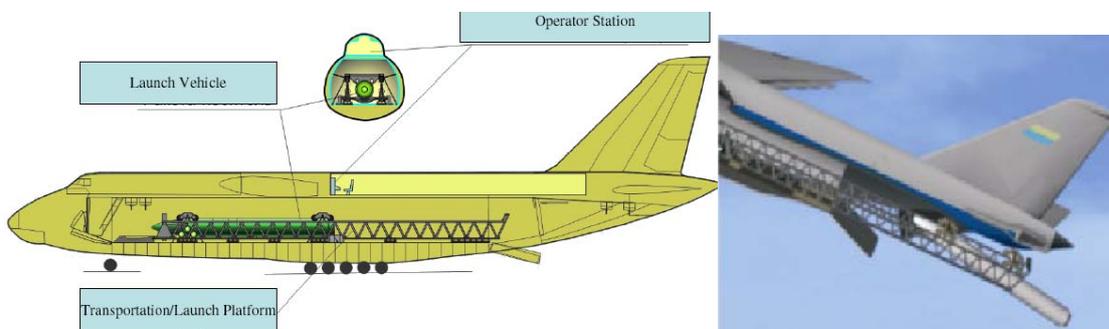


図 1.2-4 An-124 による投下方式 (source: Yuzhnoye SDO)

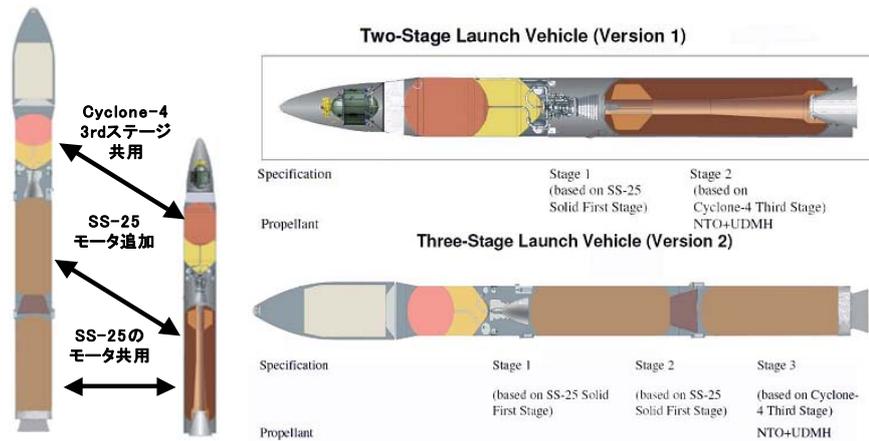


図 1.2-5 SPACE CLIPPER のステージ追加利用 (source: Yuzhnoye SDO)

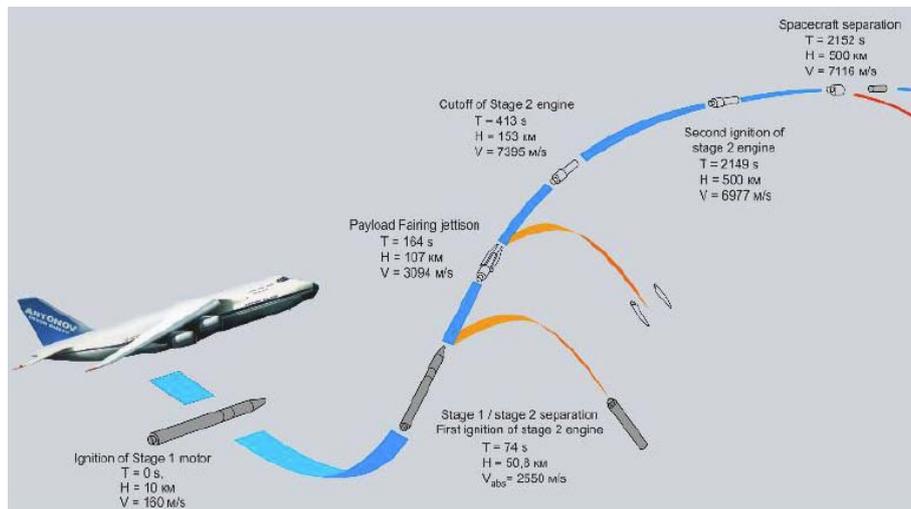


図 1.2-6 SPACE CLIPPER 飛行シーケンス (source: Yuzhnoye SDO)

### 3-1.2.3 CNES空中発射システム動向

フランスでは、TELEMAQUE、DEDALUS、HORVS 及び MLA の4つの空中発射システムが検討されている。

#### (1) TELEMAQUE

TELEMAQUEは旅客機 (A330) へロケットを背負式搭載した空中発射システム (図 1.2-7) である。当該ロケットはCNES研究の一環として行われ、ロケット全備質量は約 30tの3段式ロケットで、1段目はAriane-V標準型で使用されたVulcainエンジンを改造したLOX/メタンエンジン (推薬量 16t)、2段目は固体 (推薬量 4t)、3段目は液体推進 (推薬量 1.2t) とし、打上能力はSSOへ 250kgとしている。2段目と3段目はHORVSと同じステージを共用している。

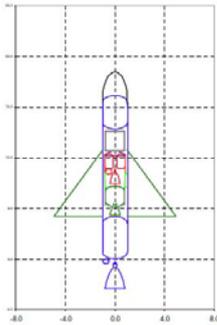


図 1.2-7 TELEMAQUE (source: CNES)

### (2) DEDALUS

DEDALUSはフランスのCNESとONERAが共同開発する無人機にロケットを搭載して空中発射するものである。以前、ナノランチャー搭載計画が検討されていたが、2008年には無人機Multipurpose HA UAVへ大型固体ロケット搭載ものとGlobalhawkへロケットを搭載する案が発表されている。そのコンセプトを図 1.2-8を示す。

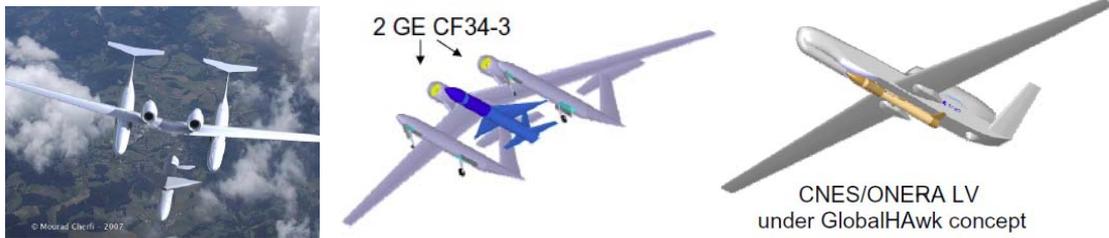


図 1.2-8 DEDALUS (source: CNES)

HA UAVの空中発射システムは、3段式全段固体ロケットを胴体翼吊下している。ロケット質量は15t、1段目推進剤質量は9t、2段目は4t、3段目は0.7tを使用する。HA UAV性能は全備質量7t、翼幅37m、エンジンはCF34-3が2基搭載されている。打上時はHA UAVの高度16km、速度M0.7、機体水平でロケットを切り離す。航空機分離から第一段点火時間は不明である。ロケットのフライトパスは公表されておらず、打上能力はSSO150kgとされている。

グローバルホーク (Globalhawk) の空中発射システムは、全備質量約2tのロケットを胴体吊下式で打ち上げるとのみ発表している。

### (3) HORVS

HORVS (High Operational Responsive and Versatile System) はエアバスA400M貨物機の格納庫にロケットを搭載し、打上げる空中投下式ロケット (図 1.2-9) である。CNES発表で

は、当該ロケットシステムをC-17へ搭載することも可能としている。



図 1.2-9 A400M と HORVS (source: CNES)

ロケット打上時は、高度 6000-10000m、速度M0.45-0.6、FPA5°で放出落下させると発表している。ロケットは標準型全備質量が 24tであり、VEGAロケットP80 使用の固体推進薬を利用し、1 段目 (14t) と 2 段目 (4t) が固体、3 段目が液体 8kN (NTO/MMH) である。ロケット搭載状況と打ち上げ能力を、図 1.2-10に示す。当該ロケットを地上から打ち上げた場合の能力は 130kg SSO(800km)になるとしている。

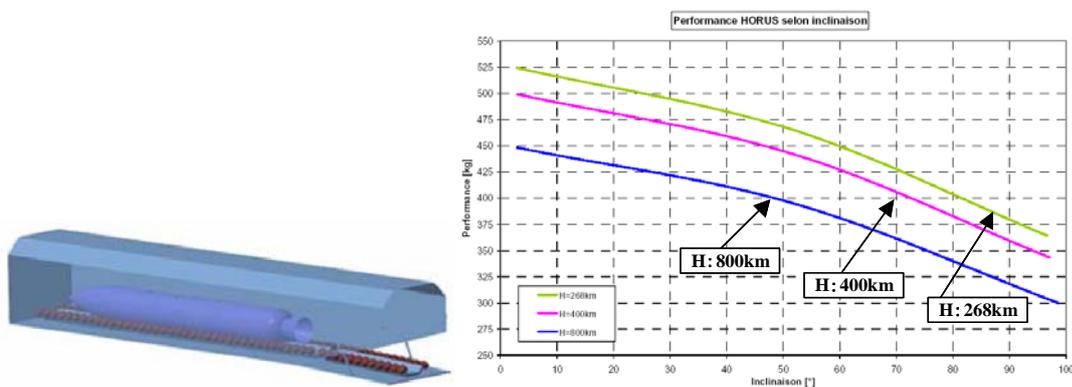


図 1.2-10 ロケット搭載と打上性能 (source: CNES)

HORVS は将来的に固体推進薬のアップグレード (Green and doped propellant : 2015-2020 及び Butalane with active binder: 2020) による性能向上計画として、低毒化等の推進薬更新を進めると発表している。3 段目は燃料と酸化剤 (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH) を、LOX/プロピレン、LOX/メタン等へアップグレードする計画も発表している。

ロケット打上げはスペイン沖を計画している。そのフライトパスを図 1.2-11に示す。

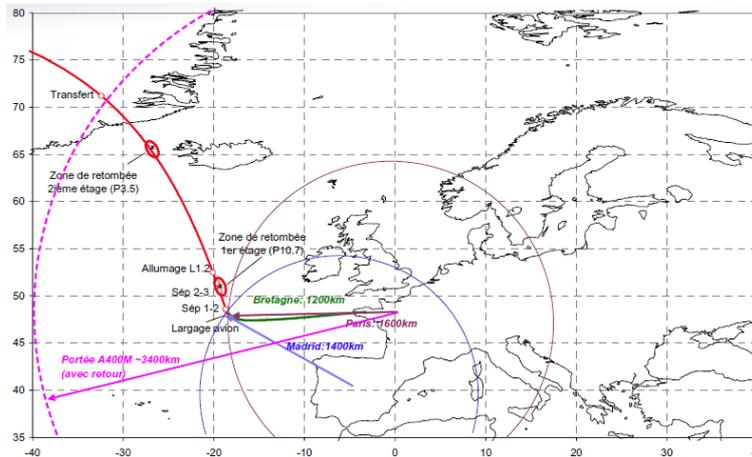


図 1.2-11 HORVS ミッション飛行プロファイル (source: CNES)

#### (4) MLA (Airborne Micro Launcher)

MLA は、ダッソー社を中心に検討されており、2 段式「MLA Liner」と、3 段式「MLA Trimaran」の 2 種類の計画がある。航空機には Rafale の使用を計画しており搭載可能ペイロードは 9.5t であるが、将来的には 11.5t まで搭載可能になると発表している。

##### a. MLA Liner

MLA Linerは 2 段式固体ロケットをRafale戦闘機へ胴体吊下式で搭載する空中発射システムである。ロケット打上げはスペイン沖から計画しており、SSOへ 50kgの軌道投入が可能としている。1 段目は、CFRPモノリシック構造の炭素繊維モータケースを採用し、ノズルは可動式で電気機械式アクチュエーターが使用されている。2 段目はプレッシャー・フィード方式の複合材タンクを使用した液体ステージで、航空機搭載スペースの関係から、ノズルは機軸方向の左右に配置されている。(図 1.2-12)

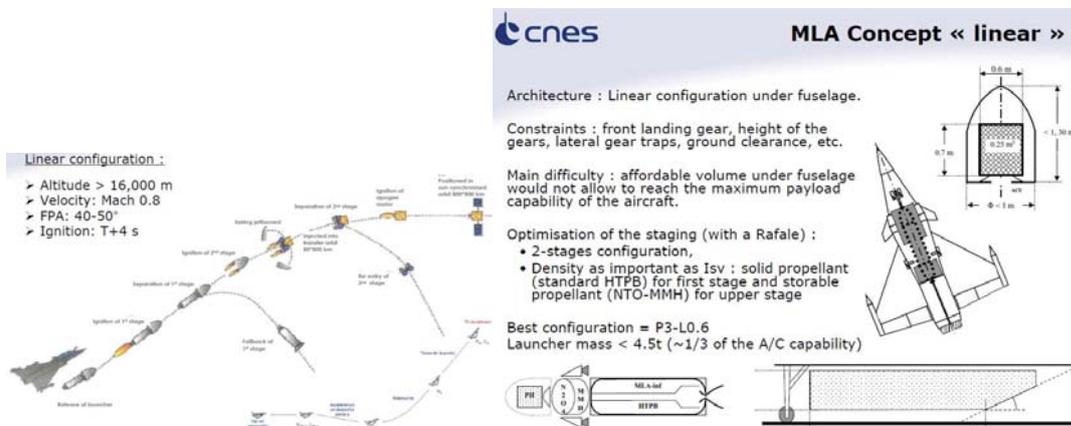


図 1.2-12 MLA Liner の概要 (source: CNES)

b. MLA Trimaran

MLA TrimaranはRafaleの胴体吊下装置だけではなく、翼吊下の空中発射ロケットも計画している。ダッソー社では、研究段階が終了したとしてダッソー社製品群として当該システムを位置付けている。MLA Trimaranの外観と飛行シーケンスを図 1.2-13に示す。

ロケットは3段式で、1、2段が固体ロケットで3段に液体エンジンを使用している。1段及び2段の固体ロケットは、共にカーボン繊維とエポキシ樹脂を使用した複合材モーターケースを使用し、ノズルは4Dカーボン・カーボン・スロートであり、双方共に子制御式のTVC（推力方向制御）機能を有している。3段は $N_2O_4$ /MMHの液体ステージで、4つのチタン製タンクが搭載され、ノズルは伸展式が採用されている。固体モーターとフェアリングの概要を図 1.2-14、図 1.2-15に示す。

飛行管制は第2段燃焼開始までは母機であるRafaleが管制を行う。その後は英国にあるESA地上追跡管制局にて実施し、3段目はオーストラリアにあるESA地上管制局で管制制御を実施するとしている。（図 1.2-16）

打上能力はSSO(800km) 150kgをベースラインとして、固体推進薬の更新と3段目の液体ステージの更新を行うことで段階的に性能向上を図り、SSO(800km)へ180kg、200kgへとアップグレードする計画を発表している。（図 1.2-17）

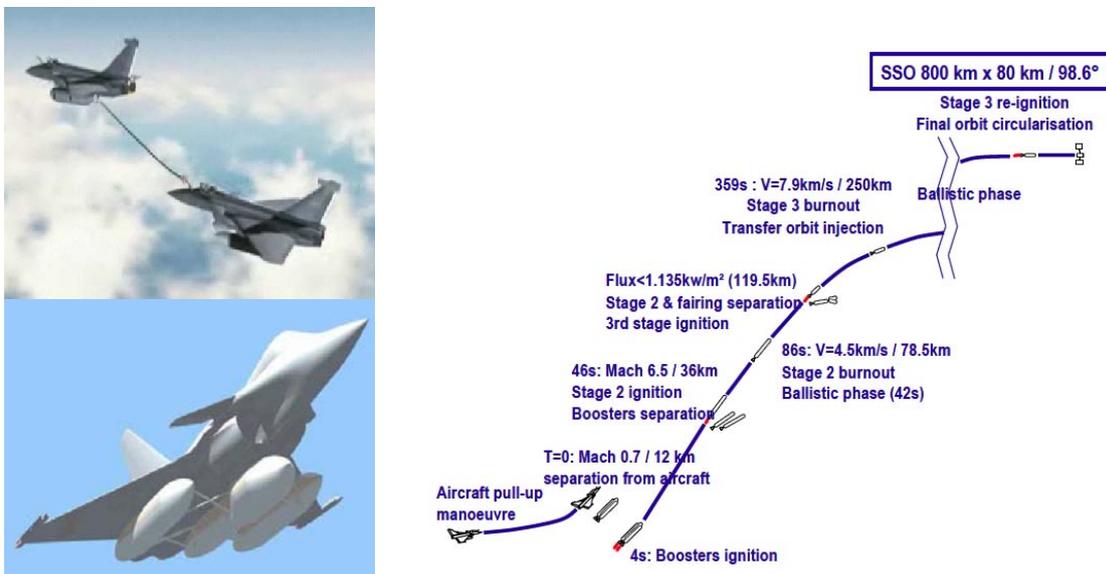


図 1.2-13 MLA Trimaran の外観と飛行シーケンス (source: CNES)

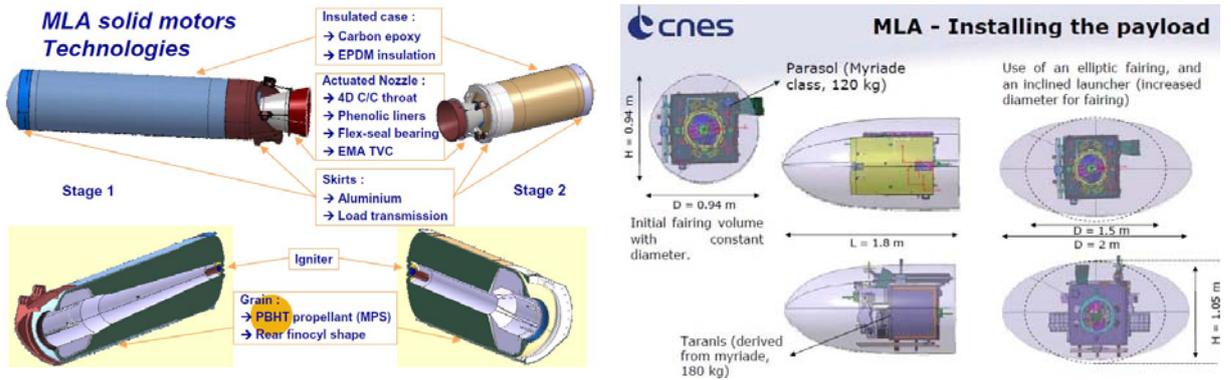


図 1.2-14 MLA Trimaran の固体モータとフェアリング (source: CNES)

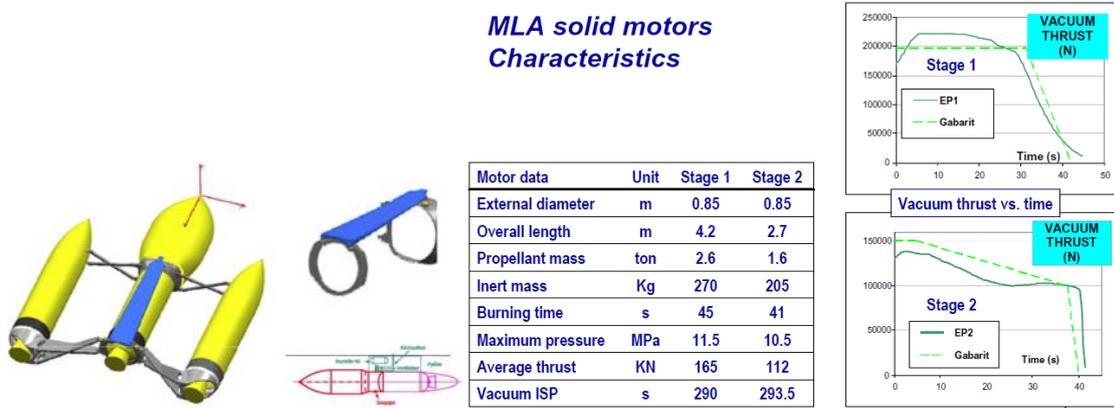


図 1.2-15 MLA Trimaran の形状と 1 段目、2 段目固体モータの仕様 (source: CNES)

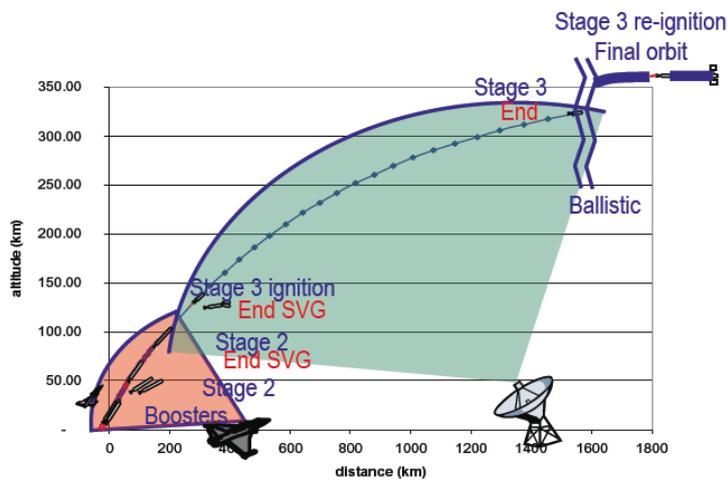


図 1.2-16 追跡管制 (source: CNES)

## Performance

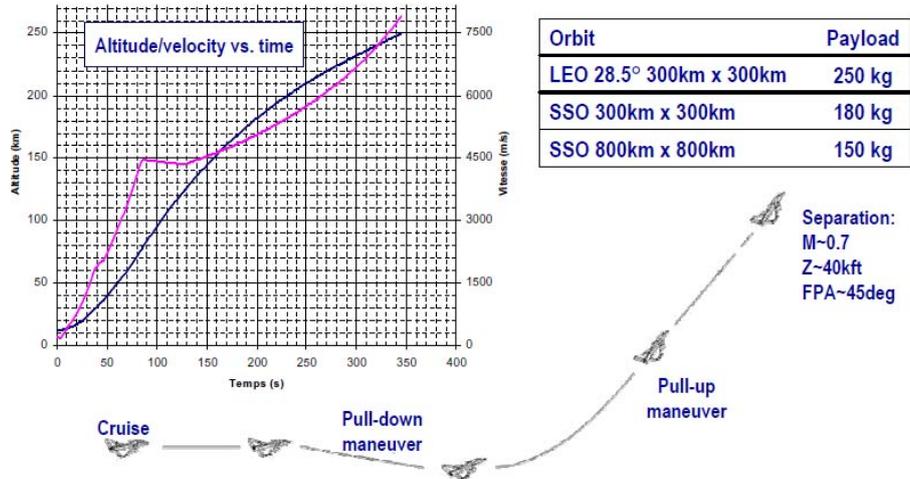


図 1.2-17 打上パフォーマンス (source: CNES)

### 3-1.2.4 中国の空中発射システム開発動向(シェンロン : Shenlong)

China National Space Administration (CNSA) が 2006 年の珠海エアショーで、「空射運載火箭」というペガサスと似た空中発射システムの模型を展示し、全備質量 13t、高度 10km 分離で 50kg 級衛星を軌道投入する能力があるとしていたが、それ以降の状況は把握できなかった。しかし、2008 年 12 月 29 日の AVIATION WEEK & Space Technology 誌に、中国は 2009 年に小型衛星開発を加速し、この打上機として H-6 Badger 爆撃機を母機とするシェンロン (図 1.2-18) を開発していると報じられた。ここでは、シェンロンは機体頭部と翼に耐熱タイルを搭載しており、再使用ブースタの可能性があるとされている。別の情報では、シェンロンは、再使用打上システムの試験機 (図 1.2-19) であり、全長 6.50 m、基本直径 0.80 m、スパン 3.00 m、質量 4500kg とも報じている。



図 1.2-18 中国のシェンロン (Shenlong)

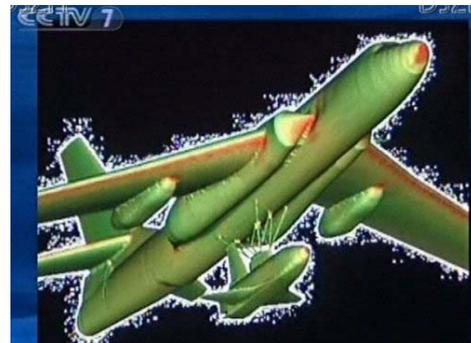


図 1.2-19 新型シェンロン案 (source: strategycenter.net)

### 3-1.2.5 イスラエルの空中発射システム (DRLV : Ducted Rocket launch Vehicle)

イスラエルは、B-747 と F-15I を利用しインド洋から打ち上げる、全段固体の空中発射システムを過去に発表していたが、2008年4月に開催された Responsive Space conference で、テクニオン工科大学 (Technion - Israel Institute of Technology ) が Airbreathing を 1 段目に利用した空中発射システム DRLV を発表した。DRLV は、F-15I を利用した空中発射システムで、ロケットの 1 段目は Airbreathing、2 段目と 3 段目が固体で構成された、全備質量 3085kg のロケットの空中発射であり、250-532km 軌道へ 75kg の衛星を軌道投入できるとしている。

DRLV の寸法及び F-15I 搭載時の外観を 図 1.2-20、図 1.2-21 示す。ロケットは、1 段目に最大マッハ M4.5 まで加速する能力を有する Ducted rocket (DR) 使用し、2 段目は STAR48V モータ、3 段目は STAR27 モータという既存品を利用するとしている。空中発射の飛行シーケンスと打上能力を 図 1.2-22 に示す。

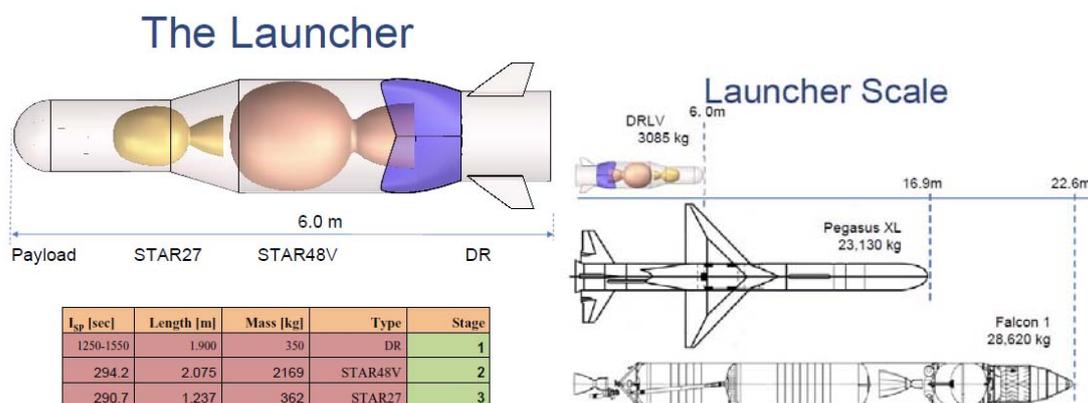
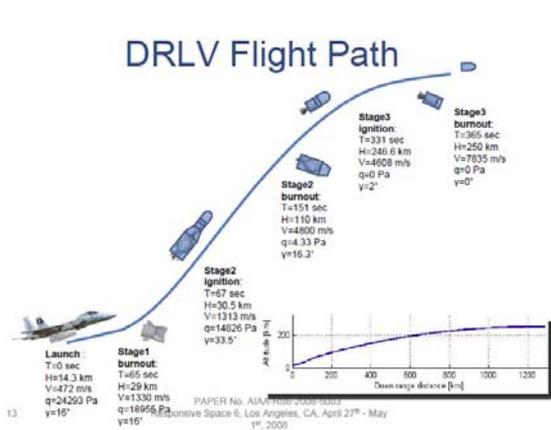


図 1.2-20 DRLV の各段仕様と寸法比較 (source: AIAA-RS6-2008-5003)



図 1.2-21 F-15I へ DRLV を搭載時の外観 (source: AIAA-RS6-2008-5003)



## Sensitivity Analysis

- Circular orbit isn't the best for tactical launch. Satellite's mass can be traded off for elliptic orbits
- Residual velocity of 80 m/s at burnout provides 532km apogee and enables adequate lifespan

250 x 532 km	75kg, 16°
251 X 596	74 kg, 16° (-1kg)
249 X 469	76 kg, 16° (+1kg)
243 X 464	75 kg, 15.8° (-0.2°)
240 X 429	75 kg, 16.2° (+0.2°)

図 1.2-22 DRLV の飛行シーケンスと打上能力 (source: AIAA-RS6-2008-5003)

### 3-1.2.6 イタリア空中発射システム (EFA Launch system)

イタリアの大学、School of Aerospace Engineering of Roma では、ユーロファイターと Mig-31 を母機とした空中発射ロケットの検討を実施中である。

ユーロファイターの EFA Launched System は、直径 1m、全長約 5m、全備質量 4~5t の 3 段式の固体ロケットで、質量 50kg の衛星を軌道投入可能としている。

Mig-31 の Microspace LV では、同じ 3 段式ロケットを使用しているが、ロケット分離時の速度及び高度が異なることから質量 75-140kg の衛星を軌道投入可能としている。

### 3-1.2.7 QuickReach 2008 年動向

Airlaunch LLC の QuickReach は、C-17 を母機とする空中発射 (空中投下式) システムで、米国 DAPRA が進めている FALCON 計画の一端として開発している。FALCON ロケットは、高度 200km、傾斜角 28.5 度の低軌道へ、質量 1000lbs の衛星を打上価格 \$5million で 24 時間以内に打上げ可能という要求に基づいて開発されている。

QuickReach ロケットは、液体酸素とプロパンを使用した液体ロケットで、全長 66 feet(19.8m)、直径 7 feet(2.1m)、質量 72,000 ポンド(32.4t)で、C-17 のカーゴ・コンパートメントに 2 基の搭載を計画している。

QuickReach 開発は、2004 年から Phase 2A (\$11mil) として 47 回合計 384.5 秒の地上燃焼試験、地上投下実験、切離試験を完了し、2005 年 9 月からは Phase 2B (\$17.8mil) が実施され、5 回合計 315.5 秒の地上燃焼試験 (最大燃焼試験時間 191 秒)、フェアリング分離試験、落下実験を終了している。2007 年 7 月からは、Phase-2C (\$7.6 million) としてエンジン開発を実施しており、2008 年 8 月までに 25 回合計 434.7 秒のエンジン燃焼試験を実施した。

QuickReachの概要及び飛行シーケンスを 図 1.2-23、図 1.2-24に示す。

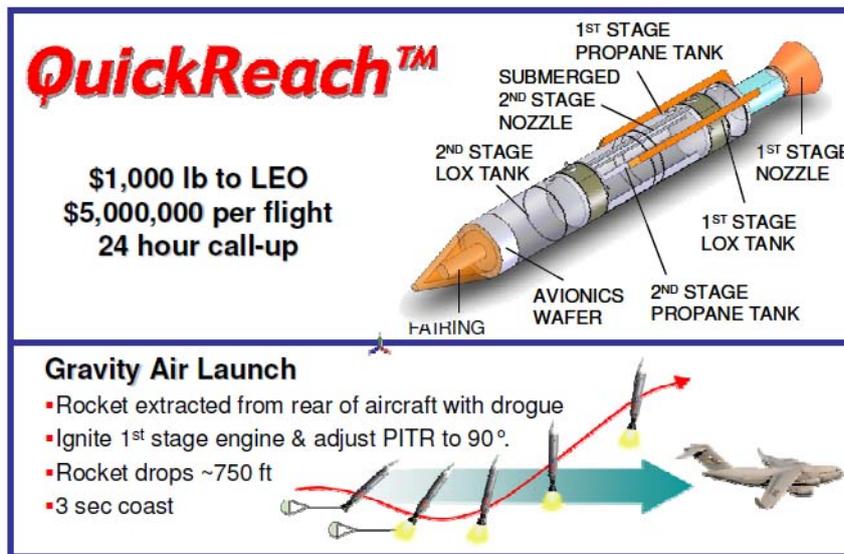


図 1.2-23 QuickReach 概要 (source: SSC08-IX-5)



図 1.2-24 飛行シーケンス (source: SSC08-IX-5)

## 3-2 空中発射システム要求検討

### 3-2.1 全体運用構想

空中発射システムの全体システム構成と全体システム運用構想を図 2.1-1に示す。  
このシステムの基本思想は以下のとおりである。

- ・ マイクロ衛星打ち上げのニーズに資する即応性、利便性を持った運用の実現を目指す
- ・ 空中発射による打上げ地点の自在性を活かせる発射/追跡管制のシステム構成を目指す
- ・ 射場/飛行安全のみならず、空中発射固有の打上げ(発射)時の安全を確保する  
上記の実現に向けて、民間インフラ/技術を積極的に活用していく

空中発射システムは我が国の限られた国土、四方を海に囲まれた環境下において、漁業問題による打上げ可能期間や基幹ロケット運用との干渉を受けずにユーザ要請に対してタイムリーな打上げが可能で、小型システムとしての打上能力向上に寄与し、かつ最低限の固定資産で運用可能であるというメリットを持つ。ニーズが増えると予想される我が国における低コストな小型衛星打上げ手段としては非常に適したポテンシャルを持つといえる。

本システムの運用シナリオを定義するにあたり、先に掲げた基本思想、全体システム構成と全体システム運用の構想に基づき、即応性、利便性、及び自在性の観点から、以下の運用/システム目標を設定する。

#### (1) 即応性、利便性を実現する運用シナリオ

即応性、及びそれに伴う利便性を実現するために世界一の運用性を持ったシステムとするための目標設定を以下の通りとする。

- ・ 発射整備作業期間 : <14 日
- ・ 発射指令受理～打上げまで : <2 日
- ・ 衛星レートアクセス : <3 時間

これらの目標設定に対する運用イメージを図 2.1-2に示す。

#### (2) 発射機離陸から帰還までの運用シナリオ

発射機が離陸(Take off)してから、ロケット分離/発射を行い、帰還するまでの運用シナリオを図 2.1-3に示す。

(3) 自在性を実現する運用シナリオ

空中発射システムの場合、地上局等の既存のインフラを使用せず、かつ新規の専用設備を最小化することで打上げ地点、及び運用そのものの自在性を実現することが可能となる。

このための、ロケット運用のための専用インフラを最小化した打上げシステムとして、以下の目標を設定する。

- ・ 地上局を使用しない運用システム構成
  - ー衛星経由でのテレメトリ送信
  - ーレンジセーフティ機能の自律化
- ・ 発射管制/追跡管制設備の簡素化、少人化

これらの目標設定に対する運用イメージを図 2.1-4に示す。

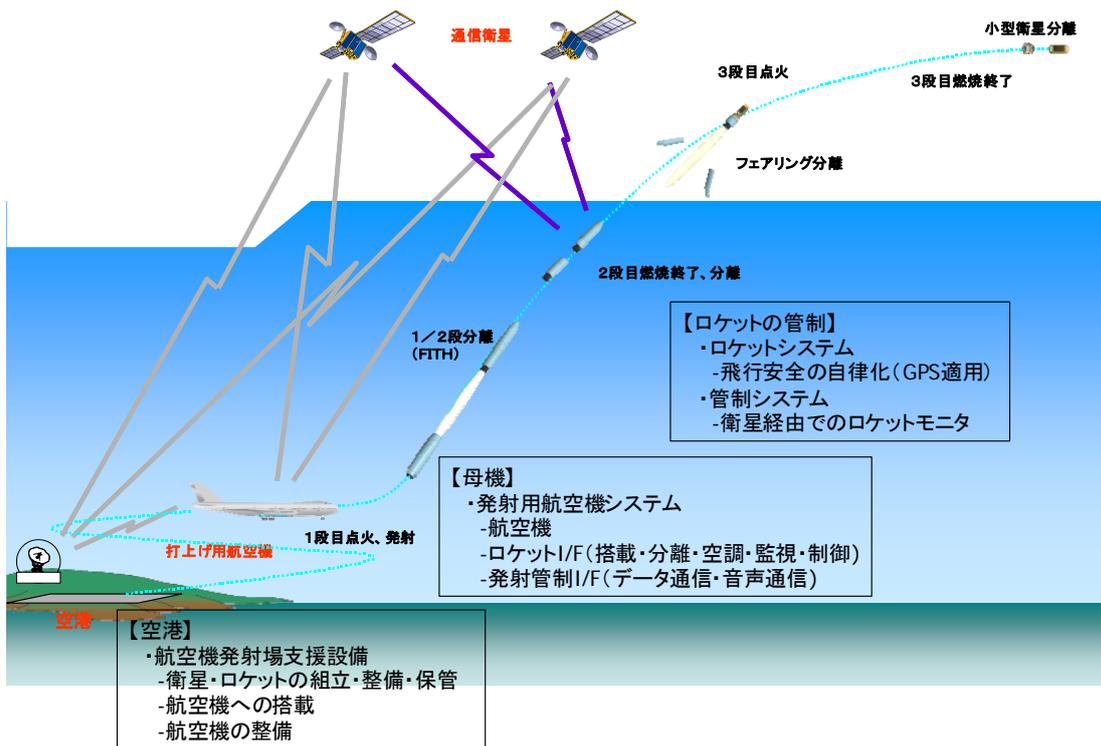


図 2.1-1 空中発射システムの全体システム構成と全体システム運用構想



**システム目標～ロケット運用専用インフラを最小化した打ち上げシステム～**  
**・地上局を使用しない運用システム構成**

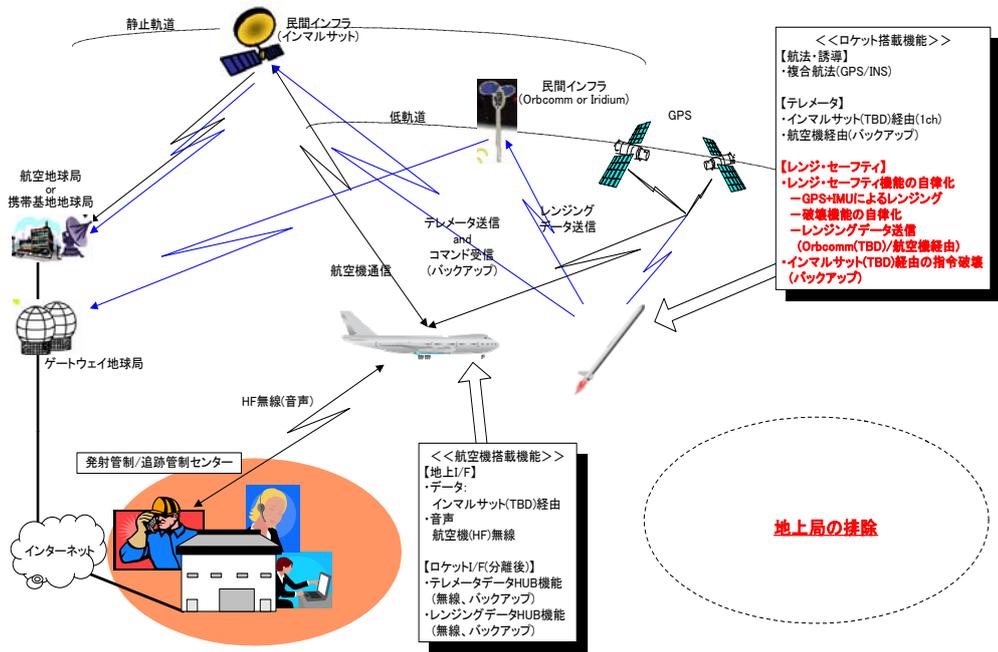


図 2.1-4 空中発射システム 自在性確保のための運用イメージ

### 3-2.2 ロケットシステム

#### 3-2.2.1 空中発射方式

空中発射システムに用いる母機は、ロケットの発射機として新規開発を行なうもの、既存の航空機を一部改修して利用するものの2つがある。新規開発の場合は、ロケット打上に最適化された母機とすることができるが、開発期間・開発費用ともに非常に大きくなることから、空中発射ロケットの母機には既存航空機を利用すべきである。

諸外国において実施あるいは検討されている既存航空機を用いた空中発射方式の種類は、母機および母機への搭載・分離方法によって、“空中投下方式”、“亜音速水平発射”及び“超音速ズームフライト”の3方式に大別される。

#### 3-2.2.2 空中発射方式による性能の差異

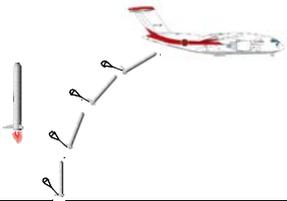
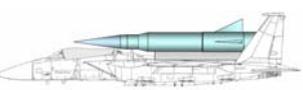
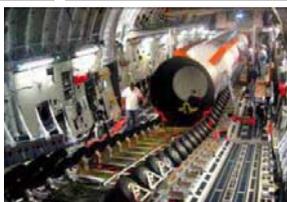
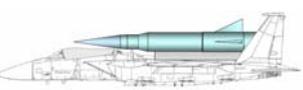
空中発射システムは同一のロケット質量において以下に示す要因から陸上発射システムおよび海上発射システムに比べ、高い打上能力を備えている。

- ・ロケット点火時の高度が高く、大気圧が低いため、圧力推力の損失が少なく、1段目ノズル開口比も大きくできる。
- ・ロケット点火時の高度が高く、大気圧が低いため、空気抗力が低減できる。
- ・ロケット発射点を自在に選択可能であるため、飛行安全上の制約が緩和され、打上能力が最大となる、最適な発射方位角を選択できる。

- ・ロケット点火時に母機の飛行速度をロケットの初速とできる。

本項では、空中発射方式におけるロケット分離時の航空機の(a)高度、(b)速度、(c)射点の位置による打ち上げ性能への影響を明らかにするために、全備質量 6.5t 級固体 3 段式ロケットを検討例として、母機の能力、搭載方法等による打上げ能力の向上要因についてまとめる。

表 2.2-1 諸外国で実施検討されている空中発射方式

分離速度域	亜音速域		超音速域
発射方式	<p><b>空中投下</b> ロケットを輸送機から投下し、パラシュートを用いて姿勢を引き起こす。ロケットが適切な点火姿勢になった時、1段目点火を行なう。</p> 	<p><b>亜音速水平発射</b> ロケットは主翼を持ち、分離後、姿勢を水平に保ちつつ、母機が十分に離れたところで1段目点火を行なう。その後、空力操舵による引き起こしを行ないながら上昇する。</p> 	<p><b>超音速ズームフライト</b> 母機が超音速で上昇飛行を行ない、高高度、拘束でロケットを分離する。また、分離時、母機が適切な経路角を取ることでロケットは打上能力が最大となる点火姿勢を得る。</p> 
適用例	 <p>Air Launch社 QuickReach 母機：C-17 搭載質量：32t(LOX/C<sub>3</sub>H<sub>8</sub>2段式) 分離高度：10,000[m]</p>	 <p>Orbital Science社 Pegasus 母機：L-1011トライスター 搭載質量：23t(固体3段式) 分離高度：12,000[m] 分離速度：M0.8</p>	 <p>Boeing社 母機：F-15GSE 搭載質量：13.5t(固体3段) 分離高度：15,000[m] 分離速度：M1.5</p>
母機候補と搭載重量	C-X(次期輸送機)：～16ton	Boeing747：吊下式～25ton ：背負い式～70ton	F-15：吊下式～5ton ：背負い式～15ton

(1) 打上能力の解析と性能向上要因の整理

本項では、同一サイズのロケットにおいて、“母機の能力”および“母機が可能な搭載・分離方式の違い”による打上能力の違いという面から“空中発射方式の違いによる打上能力の差異”を解析する。

ここでは、検討一例として空中発射ロケットには図 2.2-1に示す、全備質量 6.5t級ロケットを用いる。また全備 6.5t級ロケットは比較的軽量なため表 2.2-1に示すどの空中発射方式でも打上可能である。

a. ロケット機体諸元

表 2.2-1、図 2.2-1 全備質量 6.5t級ロケットの概要に全備 6.5t級ロケットの概要を示す。

b. 検討条件

ア. ロケット分離条件

空中投下：分離高度：10 [km]、分離速度：M=0.6（180 [m/s]）

亜音速水平発射：分離高度：12 [km]、分離速度：M=0.8（240 [m/s]）

超音速ズームフライト：分離高度：15 [km]、分離速度：M=1.5（430 [m/s]）

イ. 衛星投入軌道

地球低軌道（LEO）：高度 250 [km] 円軌道

ウ. 制約条件

・ 発射方位角

空中発射ロケットでは射点が自由に選択できるため、飛行安全上の制約は緩和されるとし、発射方位角の制限は行わず、打上能力に最適な発射方位角を選択できるとする。

・ フェアリング分離高度

フェアリングは高度 130 [km] 以上で分離を行うとする。

エ. ロケット分離時の母機飛行経路角とロケットの初速

母機がロケット打上に最適な経路角をもって飛行・ロケット分離を行なえる場合は、ロケットは姿勢変更にとまなうマニューバロスを低減できる。

また、母機から分離されたロケットの点火時姿勢角が飛行経路角に近い場合は母機速度をロケットの初速とし、能力向上を図ることができる。

以上のように、母機飛行経路角、ロケット初期姿勢角およびロケット初速は打上性能向上に大きく係わる解析パラメータである。

c. 検討結果

打上能力検討結果を図 2.2-2に示す。

また、表 2.2-3に各発射方式の打上能力向上要因を整理した結果を示す。

d. まとめ

結果より打上能力は超音速ズームフライト方式、亜音速水平発射方式、空中投下方式の順で高くなることが確認できた。

・ 超音速機

打上能力は超音速機のズームフライト方式は、ロケット分離時の高度及び速度がもっとも高いうえに、ロケットの最適飛行経路角（40°程度）でロケット分離をすることができる。母機と水平にロケットを搭載することから、ロケットの飛行経路角と姿勢角が同じであるため母機の速度の全てをロケットの初速とすることができるため、最も効率の良い打ち上げが可能となる。

ただし、母機が小型のため、ロケットの質量や形状に対する制約が大きい。

- 亜音速水平発射

母機と水平にロケットを搭載し水平に分離することから、上記の超音速の場合と同じく、母機速度の全てをロケットの初速とできる。しかし、ロケット点火後に衛星打ち上げのための飛行経路角へロケットを制御し引き起こす必要があるために、マニューバロスが発生するものの、高度とロケット機軸への航空機の速度が打ち上げ効率に寄与している。

亜音速水平発射方式の場合、母機が大型であるため、搭載できるロケットのサイズも比較的大型化できる。

- 亜音速空中投下

空中投下方式では、母機から投下後にロケットの点火前に姿勢を制御し、姿勢角 90°付近で点火を行う。このために、母機の飛行経路角と姿勢角は異なり、ロケット機軸方向への速度にはほとんど寄与しない。よって、高度による性能向上要因のみが作用する。

空中投下方式の場合は、母機が大型であるため、搭載できるロケットのサイズも比較的大型化できる。

表 2.2-2 ロケット機体諸元

ステージ	推進薬量	Isp,vac	姿勢制御
1st	3700 [kg]	284 [sec] 陸上発射： 279[sec]	TVC+RCS(空中投下) 尾翼+主翼による空力操舵（亜音速水平発射） 尾翼による空力安定 （超音速ズームフライト・陸上発射）
2st	1000 [kg]	292 [sec]	TVC+RCS
3st	350 [kg]	291 [sec]	スピン安定

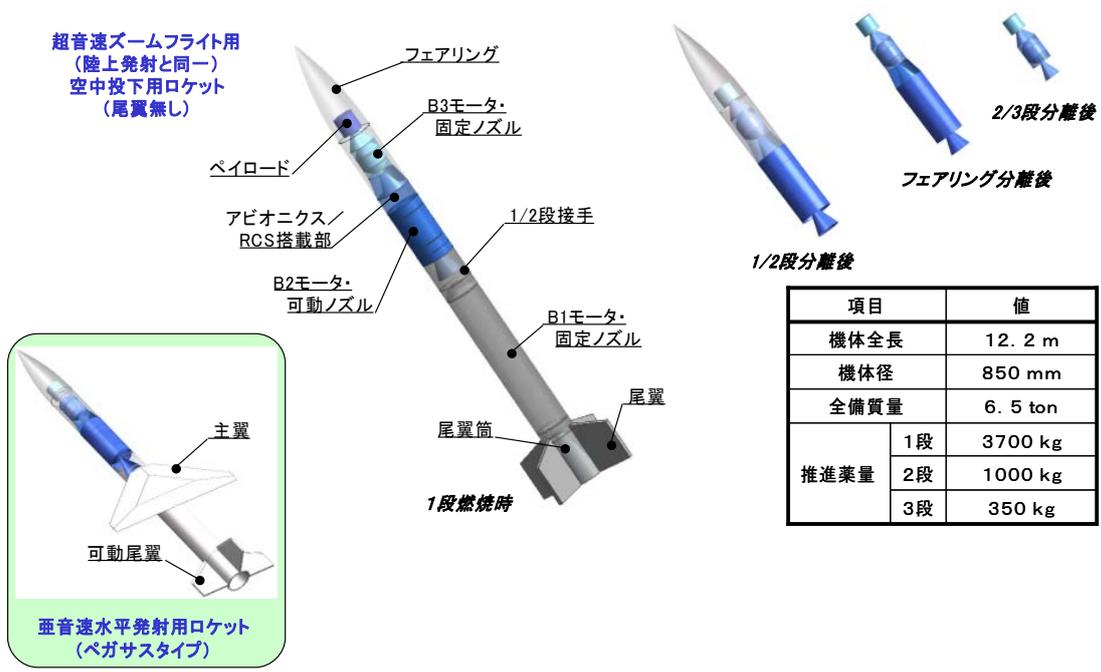
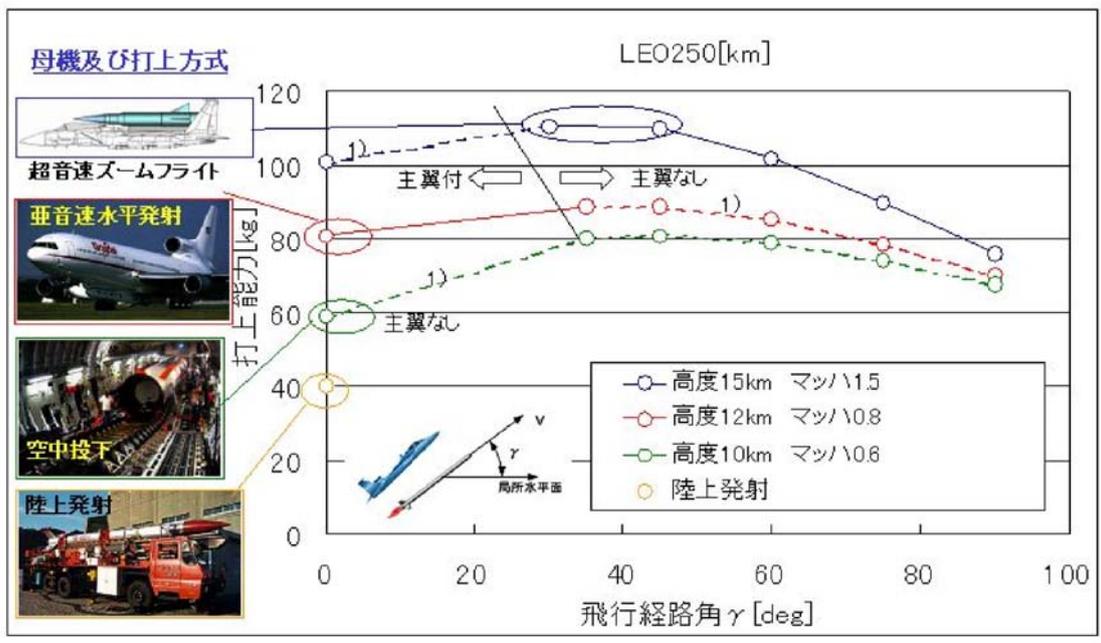


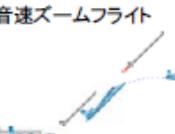
図 2.2-1 全備質量 6.5t 級ロケットの概要



破線部分はロケットが取ることのできない分離時飛行経路角の範囲を示す。

図 2.2-2 飛行経路角と打上能力

表 2.2-3 空中発射方式と性能向上要因の関係

空中発射方式		空中投下	亜音速水平発射	超音速ズームフライト
性能向上要因				
高度による性能向上	高度	10 [km]	12 [km]	15 [km]
	空気抵抗	動圧の低減により空気抵抗が小さく、これによる速度損失が少ない。 空気抵抗が小さく、荷重条件が低減されるため構造の軽量化が可能。		
	推進性能の向上	大気圧が小さいため、圧力推力の損失が低減でき推進力が向上する。 また、1段目ノズル開口比を大きくすることで推進力が向上する。		
速度による性能向上	初速	マッハ0.6	マッハ0.8	マッハ1.5
	飛行経路角	飛行経路角 0° ]以下 ロケットの姿勢角は90° ]であるため、機軸方向の初速は小さい。よって母機の速度は性能向上に寄与しない	飛行経路角 0° ] 経路角と姿勢角が同じであるため、母機速度がロケットの初速となり性能が向上。 ロケットの姿勢引き起こしのため、マニユーバロスが発生する。	飛行経路角 約40° ] 最適経路角を選択可能。 経路角と姿勢角が同じであるため、母機速度がロケット初速となり性能が向上。
その他	射点の自在性	空中発射では射点を自由に選択できるため飛行安全上の制約が緩和される。 このため、打上能力上最適な方位角ヘインプレーンで打上げることができる。		
打上能力 (全備重量6.5ton級 ロケットでの比較)		60[kg] LEO250km 円軌道	80[kg] LEO250km 円軌道	110[kg] LEO250km 円軌道

### 3-2.2.3 ミッション解析

#### (1) 空中発射ロケットシステム設定の方針

ミッション解析を行う、ロケットシステム設定の方針について記述する。

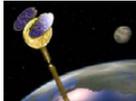
##### a. 投入軌道と打上能力

図 2.2-3、図 2.2-4に最近の小型衛星の動向を示す。小型衛星は民生部品の宇宙転用技術の進展を背景に、機器の高機能化、小型化、軽量化が進みミッション機器及び衛星バスの小型化が実現できることから、中・大型衛星に依存していたミッションの一部を代替・補完しうる能力を確保しつつある。また、その短開発期間・低開発コスト・衛星の単機能化によるリスク分散といった利点から今後ますます盛んに開発が行なわれるものと考えられる。実際、欧米では 500kg級以下の小型衛星バスは数多く存在し、実用ミッションを行なう小型衛星も近年増えてきている

図 2.2-5のCNES等の市場調査によると、過去 10 年で打ち上げられた 500kg以下の小型衛星はその多くが 700km付近の高度に投入されている。また同様に 図 2.2-6では小型衛星の多くは太陽同期軌道となる軌道傾斜角を持っている事がわかる。小型衛星の需要

はその動向から、軌道はLEO・SSO500~800 [km]、衛星質量は1~500[kg]であるといえる。

通信衛星



**ORBCOMM(米)**

- ・質量 43kg
- ・(8機同時打上げ)
- ・29機コンステレーション
- ・LEO 800km
- ・1995.4 初打上げ

電波傍受衛星



**ESSAIM(仏)**

- ・質量 120kg
- ・4機コンステレーション
- ・SSO 660km
- ・2004.12 打上げ
- ・MYRIADE
- ・共通バス使用

科学衛星



**DEMETER(仏)**

- ・質量 130kg
- ・地震観測
- ・SSO 700km
- ・2004.6 打上げ
- ・MYRIADE
- ・共通バス使用

レーダ衛星



**TECSAR(イスラエル)**

- ・質量 260kg
- ・分解能 1m
- ・LEO 約500km
- ・2008.1 打上げ

光学観測衛星



**EROS-B(イスラエル)**

- ・質量 290kg
- ・分解能 0.7m
- ・SSO 500km
- ・2006.4 打上げ

技術実証衛星



**TACSAT-2(米)**

- ・質量 370kg
- ・11のミッション機器搭載
- ・LEO 410km
- ・2006.12 打上げ

ライダー衛星



**CALIPSO(米・仏)**

- ・質量 590kg
- ・SSO 700km
- ・2006.4 打上げ

世界トップレベルの小型衛星は300~400[kg]  
また50[kg]を下回る実用衛星も現れている。

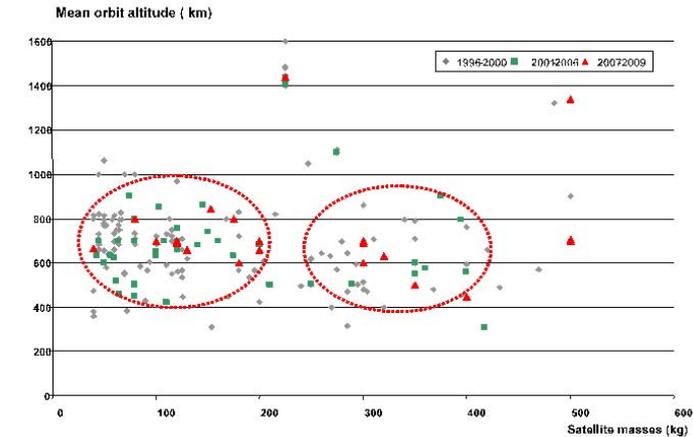
図 2.2-3 小型衛星の動向

(kg)	1~	10	50	100	200	300	400	500		
China							CAST-968			
ESA				Myriade			Leostar FlexBus			
FRANCE								Proteus		
GERMANY		Tubsat-N	Tubsat-C							
INDIA										
ISRAEL						OPSAT2000				
ENGLAND	Nanosat Bus		SSTL-100	SSTL-150		SSTL-300	BCP-600			
USA						LECStar-2		RS-300		
	CubeSat		MicroStar GemStar/MiniStar			T-100				
RUSSIA						SA-200B	SA-200S	SA-200HP		
UKRAINE										
JAPAN										
Strategic BUS	CubSat	Tubsat-N	Tubsat-C	Myriade	EROS-B→	OPSAT2000		Proteus		
				TopSat→	SSTL-150					
				TacSat-1(Naval Force)	MicroStar					
				TacSat-4(JWS 1: Air Force)	JWS Bus	NGMB	Next Generation Multifunctional Bus			
Strategic spacecraft	Joint Warfighting Space									
	TacSat-2(JWS DI: Air Force) TacSat 1~8									
	 PicoSAT Cubesat	 Tubsat	 DMC	 TOPSAT	 ALSAT-2	 EROS-A	 EROS-B	 TACSAT-2	 OCO	 Calipso

図 2.2-4 小型衛星バス



Distribution of small satellites launched (1996-2006) and to be launched (2007-2009) by mass and altitude



Surrey University (september 9th, 2008), Guest Lecture (Air Launch vehicles)

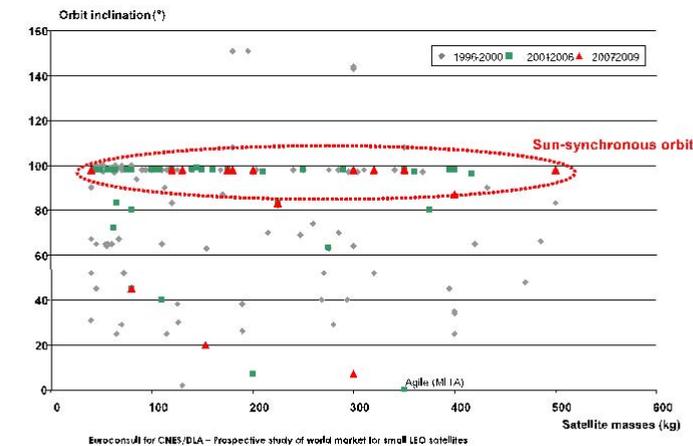
All rights reserved © CNES (2008)

Page 8

図 2.2-5 小型衛星の軌道高度の傾向



Distribution of small satellites launched (1996-2006) and to be launched (2007-2009) by mass and inclinations



Surrey University (september 9th, 2008), Guest Lecture (Air Launch vehicles)

All rights reserved © CNES (2008)

Page 9

図 2.2-6 小型衛星の軌道傾斜角の動向

b. 観測ロケットをベースとする空中発射基盤技術開発と実証

空中発射システムを確立するコンセプトとして、観測ロケット（S-520、SS-520）をベースに空中発射ロケットを開発する方法が考えられる。

開発のロードマップ（図 2.2-7）に示すように、S-520/SS-520 の 1 段モータの金属チャンバーをCFRP化する等のモータ高性能化などを図り新型観測ロケットを開発し、これにより低コストアビオニクス・発射管制等の空中発射で採用する基礎技術の実証を行なう。更に新型観測ロケットに上段小型モータを搭載することで、10kg級の打上能力を持つナノランチャーが構築でき、最終的にはこのナノランチャーを空中発射システム化することで、コスト増を抑え、打上げ能力を拡大させることが可能である。

これら観測ロケットをベースとしたランチャによって、Pico,Nano 衛星と呼ばれる10kg 級の超小型衛星打上の需要に対応した、低コストな打手段を提供することができると考えられる。これにより、低コスト、短期間の開発で空中発射システムに係わる基盤技術が習得できるとともに、小型空中発射システムが実現できる。

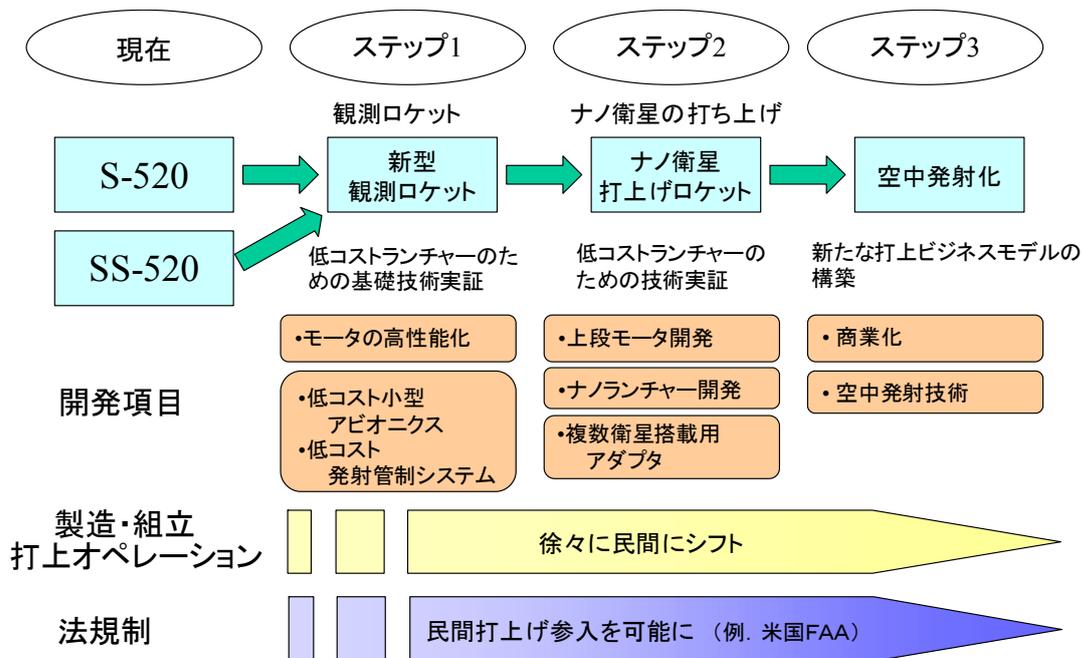


図 2.2-7 観測ロケットをベースとする空中発射基盤技術開発と実証

c. モジュール化

既存技術・製品を有効に活用し、モジュール化された既存ロケットのモータを共用して、新たなロケットシステムを構築する方法が考えられる。モジュール化する利点としては、下記が挙げられる。

- ・ 新規開発要素の低減による開発期間・コストの低減
- ・ 実績あるモータ、アビオニクス等の共用による信頼性の向上

- ・ 量産化によるコストの低減
- ・ モジュールの組合せにより、幅広い打上能力レンジをもつ  
ロケットラインナップを構築可能

以上は空中発射システムにとどまらず、陸上・海上発射など全てのロケットシステムに適用できる考え方である。例えば図 2.2-8に示すOrbital Sciences社のペガサスロケットのように空中発射システムで開発したモータをミノタウルやトーラスといった陸上発射システムに流用する方法もまた、開発コスト低減の一つの手法として考えられる。

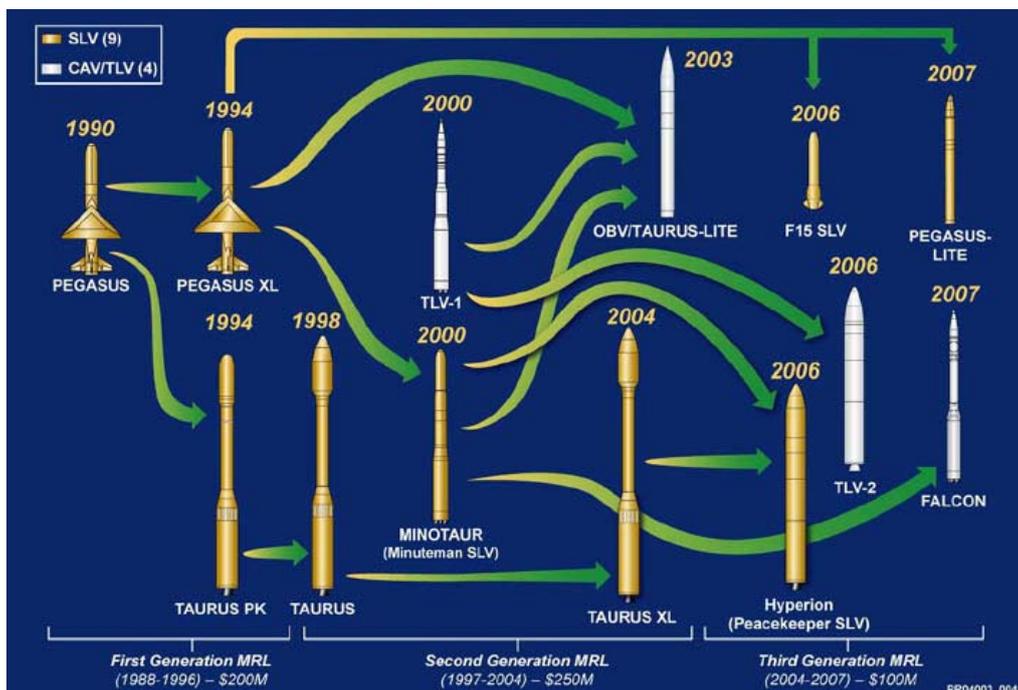


図 2.2-8 Orbital Sciences 社のロケットファミリ

(2) 空中発射ロケットシステム

上記 (1) 項に示した小型衛星の動向から、高度 500kmのLEO及びSSOに小型衛星打ち上げる空中発射システムを設定する。

a. 50kg級、Pico、Nano衛星打上空中発射システム

空中発射方式は超小型ロケットで最大の性能を出すことができる超音速戦闘機を用いた“超音速ズームフライト”方式を採用する。空中発射ロケットには、空中発射基盤技術の実証のために観測ロケットのモータ改善、アビオニクス構成の見直し・機器の削減・機器単体の小型化等を行ない、キックモータを追加することで地球低軌道 (LEO) へ数十[kg]程度の打上能力を持たせたロケット全備質量 6.5t級 (図 2.2-1) を利用する。図 2.2-9に機体外形を示す。発射母機は米国でも検討が行なわれている F-15 とする。

図に示すように全長が 12[m]と一般的な超音速戦闘機の全長に対して長く、胴体下や翼下への吊下げが難しいことから母機への搭載は背負い式とする。

b. 100kg級及びMicro衛星打上空中発射システム

100kg 級と 300kg 級衛星打上ロケットは 100kg 級衛星打上ロケットをベースとして、固体モータのモジュール化を図る。衛星質量 100kg 級の Micro 衛星打上空中発射ロケットは全備質量 15t となる。

全備質量 15t 級ロケットの 1,2 段目を上段に流用した、派生型ロケットは全備質量 45t 級ロケットとなる。陸上発射において、射点の制約がなく、飛行安全上の制約が緩和できたと仮定すると SSO500km の軌道へ 300kg 以上の衛星を打上げる能力を有する。更にこの全備 45t 級ロケットは、空中発射することで、打上げ能力が上昇は 300kg 級衛星のデュアルロンチに対応可能になる。

全備 15t 級ロケットの空中発射方式は、全備質量より空中投下方式、亜音速水平発射のいずれかが選択可能であるが、図 2.2-9 に示すように 45t 級への派生を考慮すると L/D が小さくなり、主翼を取り付けることが難しくなる。図 2.2-9 に機体外形を示すが、亜音速水平発射の可能打上げ能力は“空中投下方式”よりも向上する。

全備質量 45t 級ロケットの空中発射方式は空中投下方式あるいは背負い式の亜音速水平発射により打上可能である。

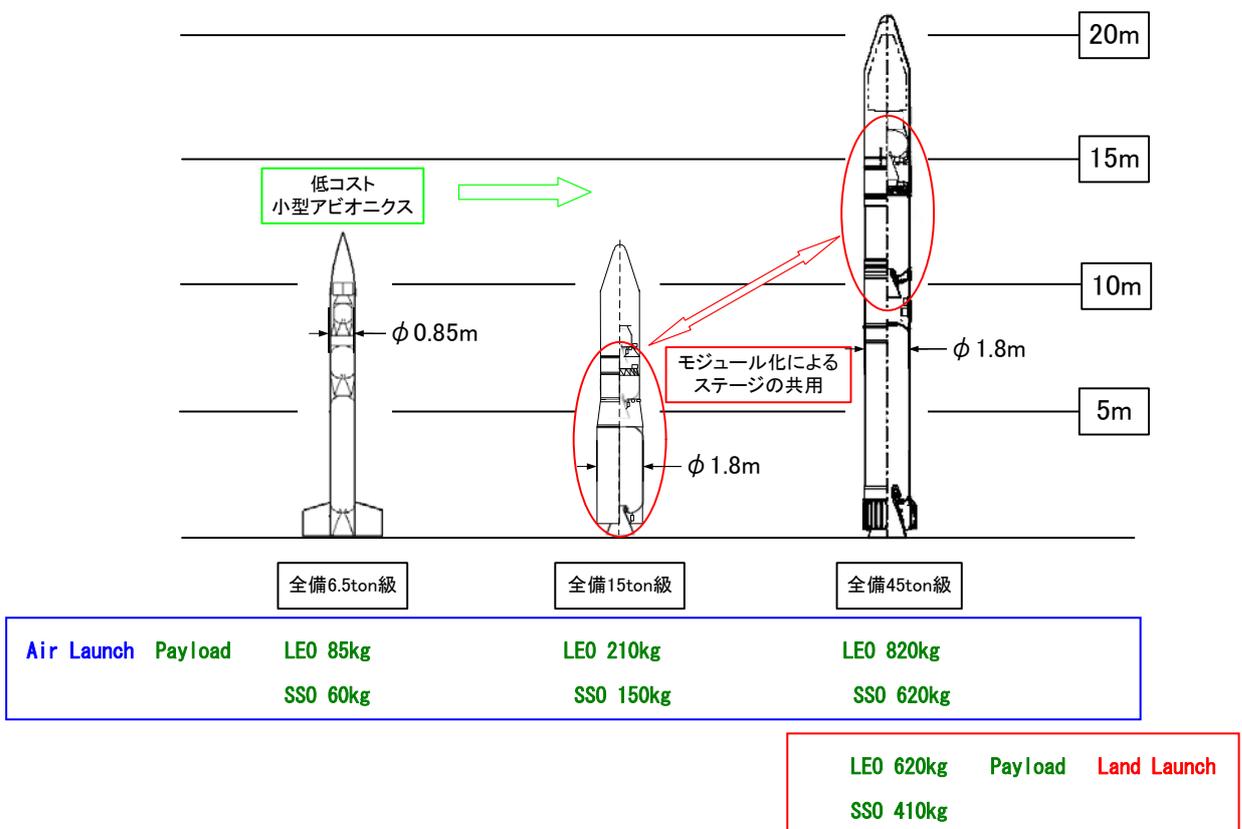


図 2.2-9 小型衛星用ロケットシリーズ とコンセプト

(3) 小型衛星打上用空中発射システムの性能解析

上記(2) 項の 50、100、300kg級衛星打ち上げ用空中発射システムの飛行解析を行う。

(a) ロケット分離条件

- ・ 空中投下方式                      分離高度：10 [km] 分離速度：M=0.6（解析上は0）
- ・ 超音速ズームフライト 分離高度：15 [km]    分離速度：M=1.5（430 [m/s]）

(b) 衛星投入軌道

- ・ 地球低軌道（LEO）：高度 500～700 [km] 円軌道
- ・ 太陽同期軌道（SSO）：高度 500～700 [km] 円軌道

(c) 制約条件

・ 発射方位角

空中発射ロケットでは射点が自由に選択できるため、飛行安全上の制約は緩和されるとし、発射方位角の制限は行わず、打上能力に最適な発射方位角を選択できるとする。

・ フェアリング分離高度

フェアリングは高度 130 [km] 以上で分離を行うとする。

(d) 飛行解析結果

各ケースについて飛行解析を行なった結果を以下に示す。

- ・ 打上能力：各ケースの打上げ能力のまとめを表 2.2-4に示す。
- ・ 飛行特性：各ケースの飛行シーケンスおよび飛行特性を図 2.2-10、図 2.2-11、図 2.2-12に示す。

ここで飛行特性は SSO500[km]へ衛星を投入した場合の結果を示す。

- ・ 空中投下全備 15 トン級ロケット機体現在位置を図 2.2-13に、空中投下 15 トン級ロケット真空中落下予測点を図 2.2-14に示す。

表 2.2-4 各ケースの打上能力まとめ

全備質量	空中発射方式	軌道傾斜角	軌道高度
			500[km]（円軌道）
6.5t	超音速ズームフライト	LEO	85
		SSO	60
15t	空中投下	LEO	210
		SSO	150
45t	空中投下	LEO	820
		SSO	620

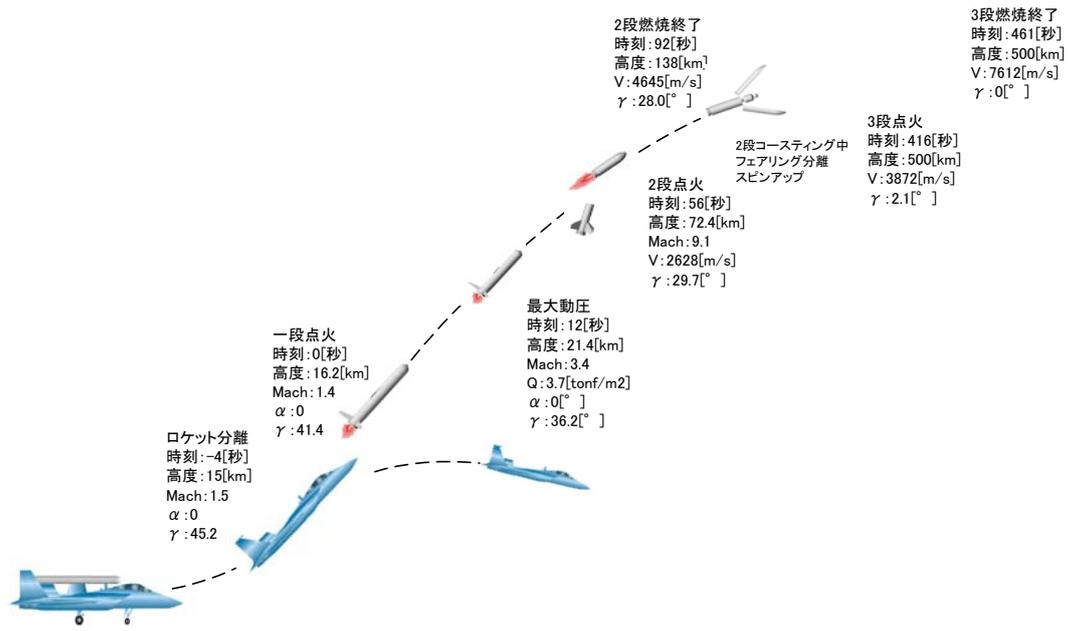


図 2.2-10 全備 6.5t 級ロケット 飛行シーケンスと特性 (SSO500km)

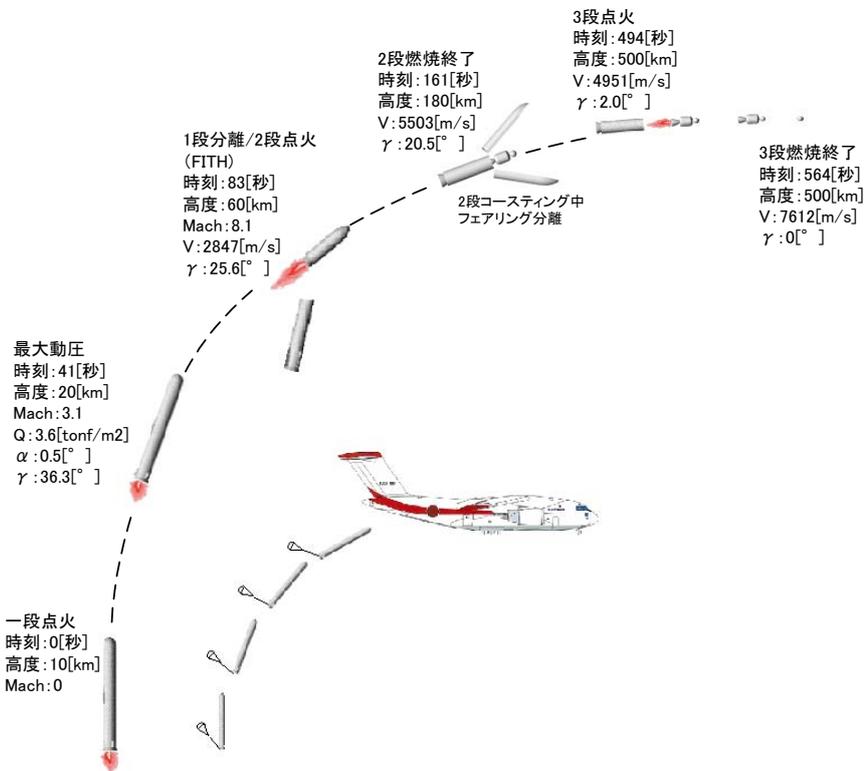


図 2.2-11 全備 15t 級ロケット 飛行シーケンスと特性 (SSO500km)

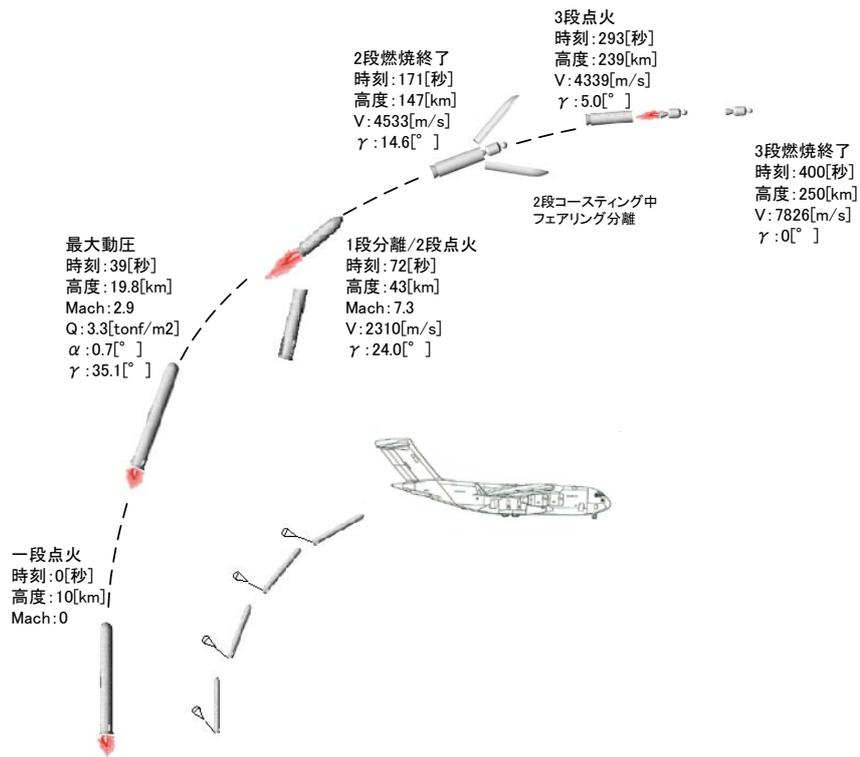


図 2.2-12 全備 45t 級ロケット 飛行シーケンスと特性 (SSO500km)

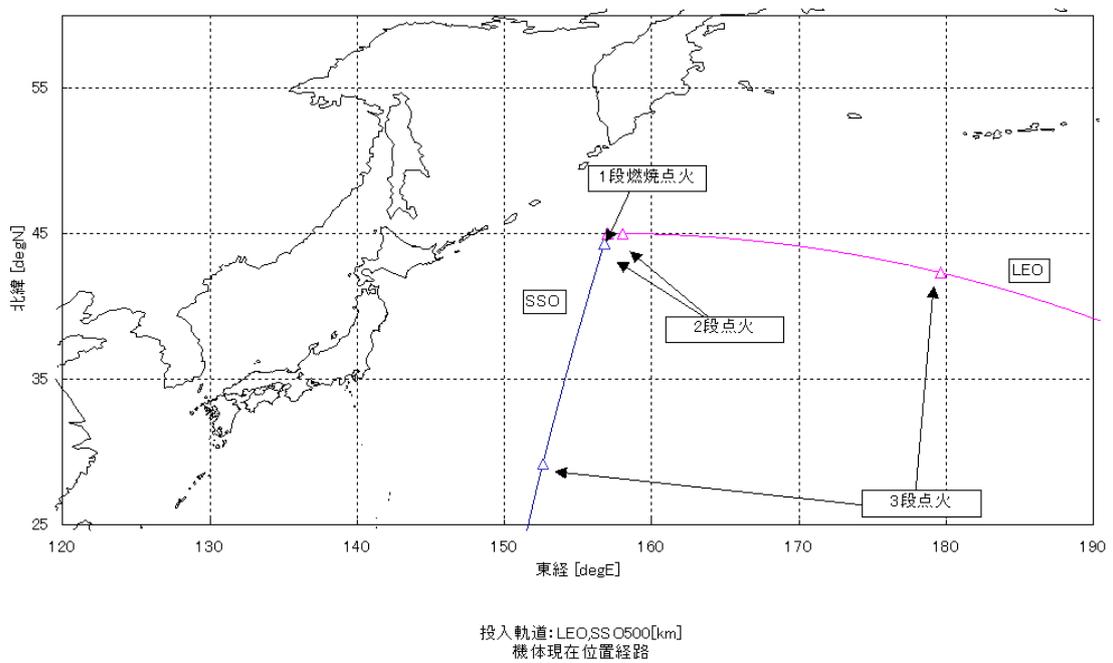


図 2.2-13 空中投下全備 15 トン級ロケット機体現在位置

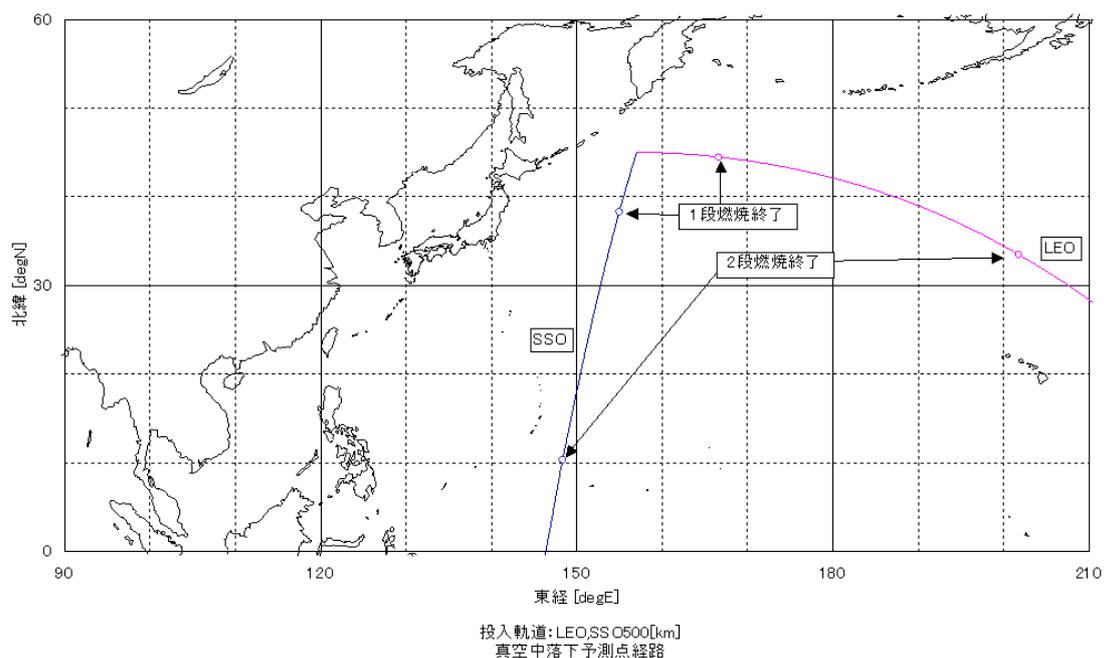


図 2.2-14 空中投下 15 トン級ロケット真空中落下予測点

(4) 陸上発射、海上発射、空中発射の比較

本項では検討の一例として、上記 (2) 、(3) 項に示した全備質量 45t級ロケットを例に、空中発射（空中投下、亜音速水平発射）、海上発射、陸上発射の各打上能力の比較を行なう。

a. ロケットの諸元

全備質量 45t 級

外形状	外径：φ1.8[m] 全長：21[m]
全備質量	45[t]
機体外形	図 2.2-9
ステージ構成	3 段式固体+PBV

b. ロケット点火時の条件

ロケット点火時の条件

	空中発射		海上発射	陸上発射
	空中投下	亜音速水平発射		
分離高度、射点高度	10km	12 km	50 m	257 m
分離速度	計算上 0[m/s]	M0.8	0[m/s]	0[m/s]

c. 衛星投入軌道

- ・地球低軌道（LEO）：高度 500 [km] 円軌道
- ・太陽同期軌道（SSO）：高度 500 [km] 円軌道

d. 制約条件

- ・ 空中発射、海上発射では、射点が自由に選択できるため、飛行安全上の制約は緩和されるとし、発射方位角の制限は行わず、打上能力に最適な発射方位角を選択できるとする。
- ・ 陸上発射で太陽同期軌道に投入する場合、以下の点を飛行安全上の観点から制約される。
  - 発射方位角：射場近傍の安全のため 130[deg]に制限する。
  - 大東島 IIP 制限：IIP 北緯が 25[deg]のとき、IIP 東経が 134[deg]以東
  - インドネシア付近の IIP 通過点：IIP 北緯 10[deg]のとき IIP 東経 132[deg]
- ・ フェアリング分離高度は 130 [km] 以上とする。

e. 飛行解析結果

各ケースについて飛行解析を行なった結果を以下に示す。

- ・ 打上能力：打上げ能力のまとめを表 2.2-5に示す。
- ・ 速度損失：各ケースの速度損失を図 2.2-15に示す。
- ・ PPI経路：各ケースの機体現在位置（PPI）経路を図 2.2-16に示す。
- ・ IIP経路：各ケースの真空中落下予測点（IIP）経路を図 2.2-17に示す。

結果において陸上発射と海上発射を比較すると、低軌道傾斜角への打上げ能力は、条件がほぼ同じなため打上げ能力に差がない。

しかし、太陽同期軌道への打上を比較すると、現在の飛行安全基準では陸上発射は飛行安全上の制約から、大きく飛行経路を曲げドッグレッグを行なう必要がある。そのため、マニューバによる打上げ能力の損失が大きく、打上げ能力が大幅に低下する。

空中発射と海上発射には射点の自在性から、陸上発射時に課せられる飛行安全上の制約はない。海上発射と空中発射を比較した場合、空中発射は以下の理由により、打上性能が向上する。

- ・ ロケット点火時の高度が高く大気圧が低いいため、推力の損失が少なく、1 段目ノズル開口比も大きくでき、 $I_{sp,vac}$  が向上する。
- ・ ロケット点火時の高度が高く、大気圧が低いいため、空気抗力が低減できる。
- ・ ロケット点火時に母機の飛行速度をロケットの初速とできる。

表 2.2-5 打上能力の比較

全備質量	発射方式	発射条件	軌道傾斜角	軌道高度	備考	
				500[km] 円軌道		
45t	陸上発射	内之浦宇宙空間 観測所：高度 257m	LEO	625[kg]	飛行安全上の制約から ドッグレッグが必要	
			SSO	130[kg]		
	海上発射	紀伊半島沖 高度 50m	LEO	620[kg]		
			SSO	410[kg]		
	空中投下	空中投下	北海道沖 高度 10 k m	LEO	820[kg]	
				SSO	620[kg]	
		超音速 水平発射	北海道沖 高度 12km 分離速度M 0.8	LEO	975[kg]	
				SSO	755[kg]	

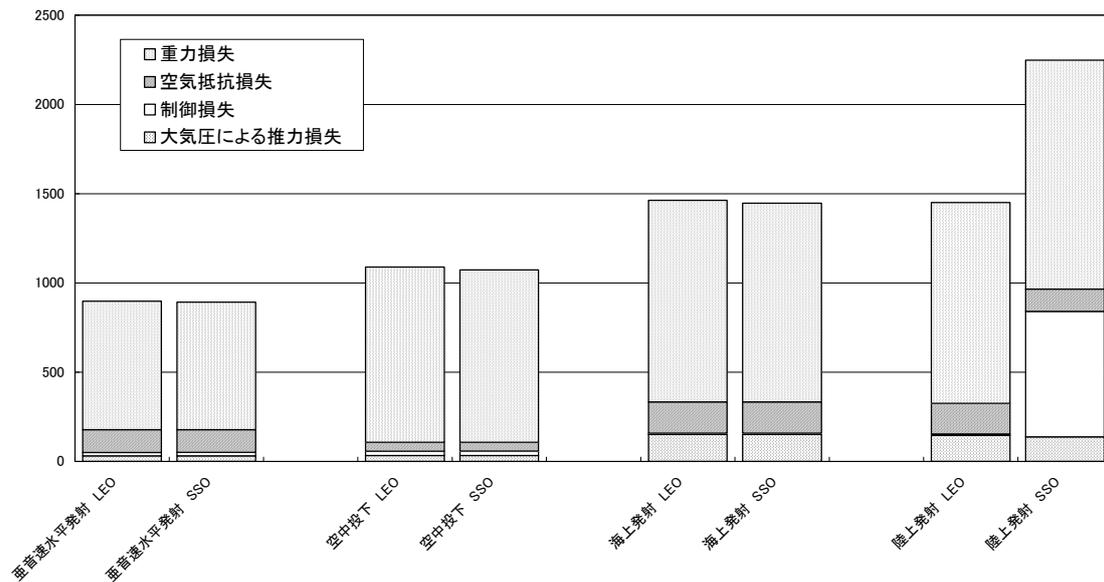


図 2.2-15 全備質量 45t の速度損失

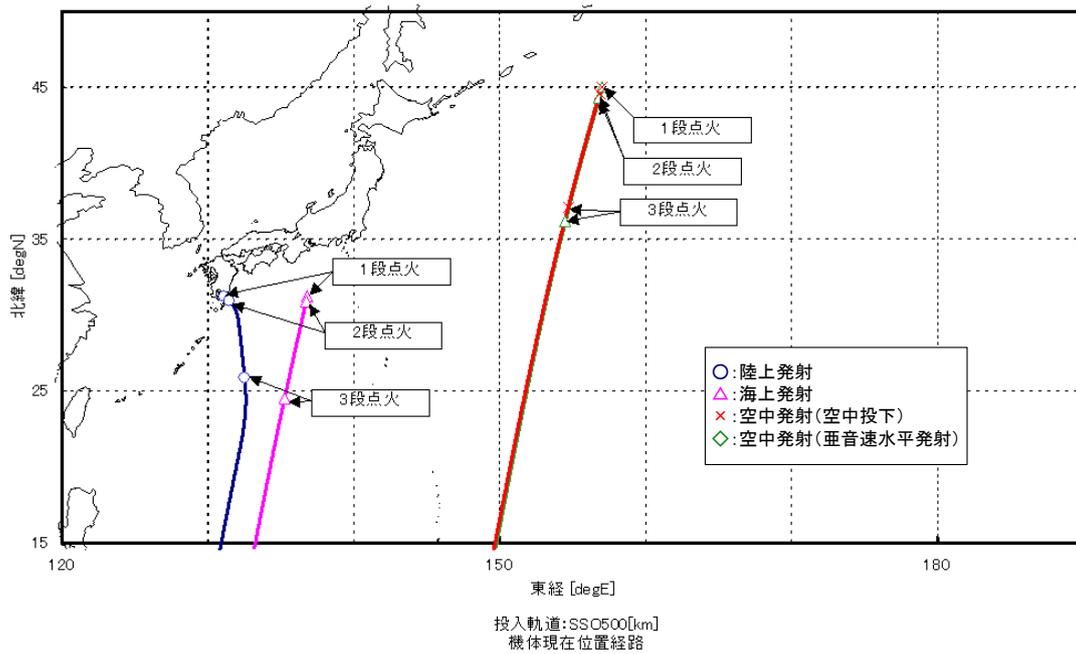


図 2.2-16 機体現在位置経路 (PPI) の比較

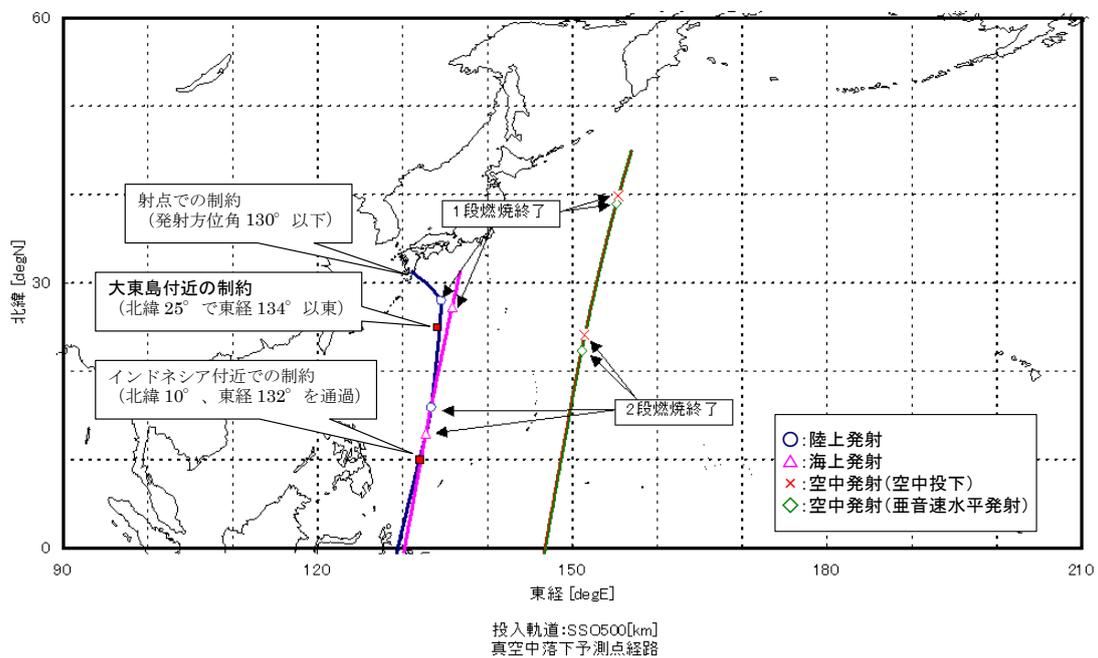


図 2.2-17 真空中落下予測点経路 (IIP) の比較

### 3-3 支援システムの検討

#### 3-3.1 母機/空港内設備の検討

整備・組立フローを検討した結果を図 3.1-1に示す。

##### (1) ロケット組立・整備設備

母機が離陸する空港の既存ハンガーを利用することによって、新規に組立・点検の専用施設を建設しなくて良い方法を取ることができる。また、組立・点検に必要な設備は可搬性を持たせることによって、より多くの空港を利用可能とすることができるようにする。

##### (2) ロケット点検支援設備

自在性を確保するために、トレーラハウス等を利用した可搬性の良いロケット点検支援設備を目指す。また、発射管制システムとの共通化を検討する必要がある。

##### (3) 衛星組立・整備設備

衛星の整備・ロケットとの結合も可搬式クリーンブースを利用し、可搬性を持たせることによって、より多くの空港を利用可能とすることができるようにする。

##### (4) 母機

母機はL-1011（ペガサスロケット）や White Knight2（Space Ship2）のように空中発射システム専用機とするのではなく、輸送機や研究開発ミッションに使われている機体を借りる形、もしくは、専用機を保有する場合は打上げに用いない時は輸送機・研究開発ミッションに利用できる形をとって、空中発射システムの運用・維持コストを抑えることも念頭においた選択が必要である。

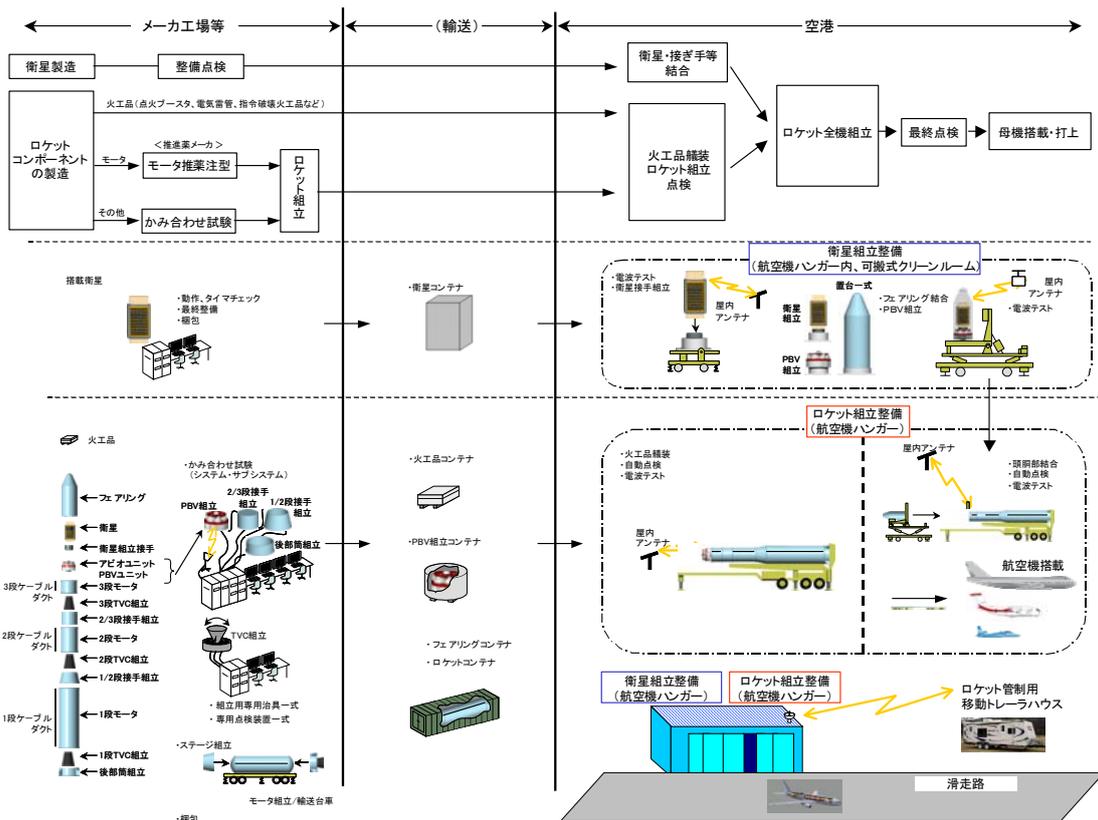


図 3.1-1 空中発射ロケットの組立・整備

### 3-3.2 発射追跡管制システムの検討

#### 3-3.2.1 衛星を利用したロケットの追跡・管制概念

図 3.2.1-1に、ロケットの空中発射において、通信衛星を介したテレメータデータ受信及びコマンド送信運用方式の例を示す。

空中発射は打上げ空域に制限なくロケットを打上げることが利点となっており、地上の追跡・管制インフラが活用できない状況においても幅広い通信カバーエリアを有する通信衛星を介することにより、ロケットと地上管制局間の通信回線を確保することができる。

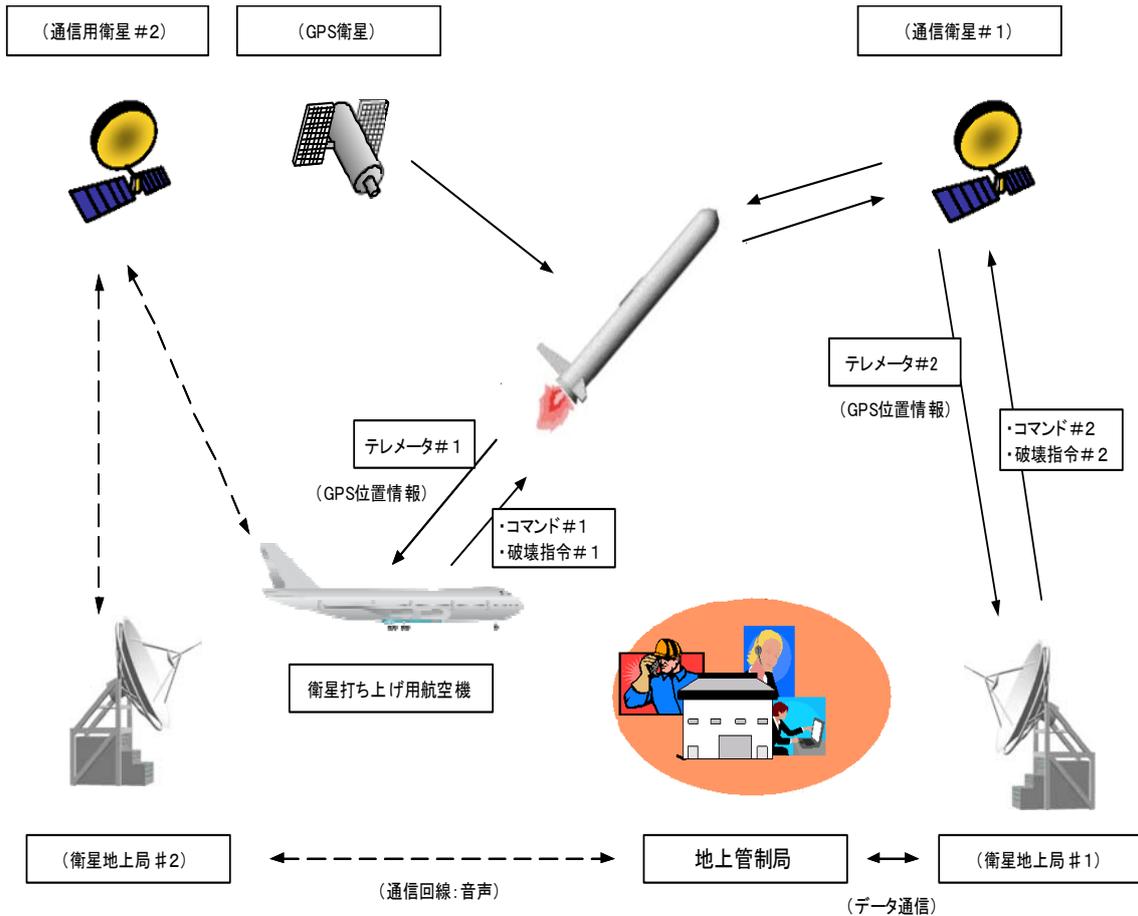


図 3.2.1-1 ロケットの空中発射に於ける通信衛星を介した追跡・管制運用 (例)

### 3-3.2.2 インマルサット通信衛星を利用したロケットの追跡・管制概念

追跡・管制に使用できる通信衛星は、これまでの調査結果よりインマルサット通信衛星が最も活用できる可能性が高いことが分かっている。このため、本項ではインマルサットを用いたロケットと地上管制局間における通信の可能性を検討する。

図 3.2.2-2にインマルサットを使用したロケットと地上管制局間の通信概念を示す。本方式では、ロケットにインマルサット通信端末及びアンテナを搭載する。インマルサットの通信回線は、ロケットに搭載されている通信端末（移動局）とインマルサット間はL-バンドの回線で結ばれる。インマルサットとインマルサット地上局間は、C-バンドの回線（フォード）で結ばれている。両バンド間の変換はインマルサット衛星上で実行される。インマルサット地上局とロケット追跡・管制局間は、地上の商用通信回線で結ばれる。

図 3.2.2-1にインマルサット利用通信回線例を示す。地上の商用通信回線はインマルサット通信提供会社（KDDI、日本デジコム等）が占有する回線が利用できるが、ユーザであるロケット追跡・管制局までの最終回線は、一般の通信回線か専用回線としてユーザが契約するIP vpn回線を使用することになる。

ロケットからのテレメータデータの送信はロケットからインマルサットに伝送され、イ

インマルサットからインマルサット地上局を経由してロケット追跡・管制局に伝送される。一方、ロケット追跡・管制局からのコマンドは逆のルートを通してロケットに伝送される。この回線はネット回線である為、これらの通信はIPアドレスを取得することにより、場所によらず通常のコンピュータを用いて容易に実行できる特徴を持つ。

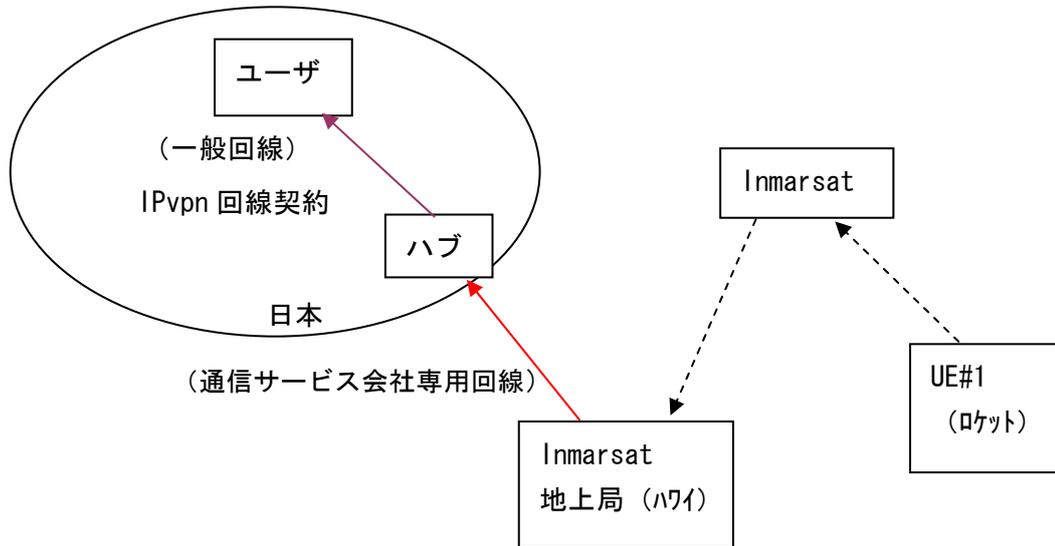


図 3.2.2-1 インマルサット利用通信回線例 (データ受信方向)

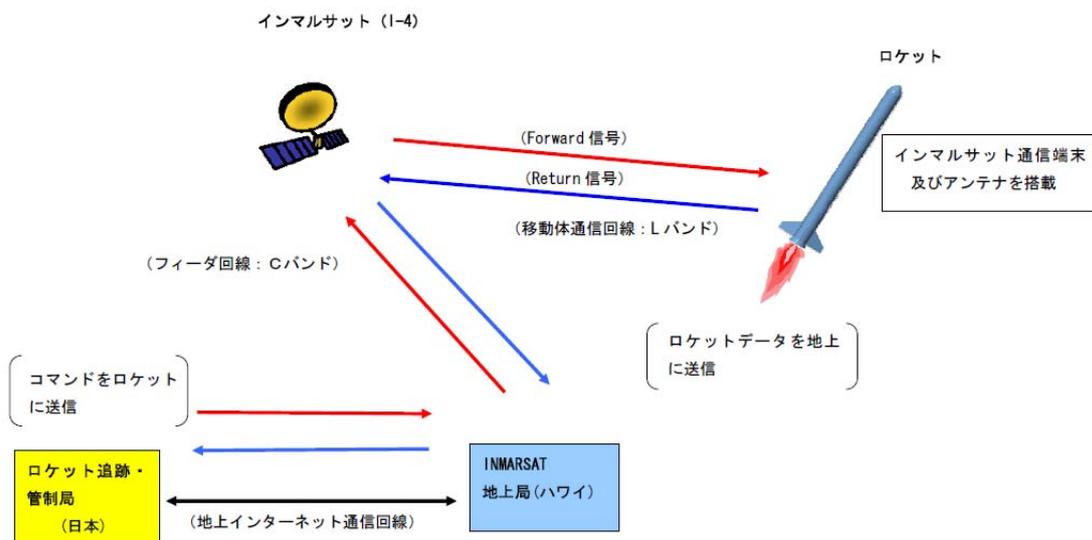


図 3.2.2-2 インマルサット通信衛星を利用したロケットの追跡・管制概念図

### 3-3.2.3 インマルサット通信衛星概要

ここで利用を検討しているインマルサット通信衛星の概要を示す。

インマルサット通信衛星は 1980 年代から運用されており、ここで検討に用いるインマルサット衛星は最新の第 4 世代衛星である。第 3 世代までのインマルサット衛星は、送信出力・受信感度共に第 4 世代衛星に比べて小さく、ロケット搭載受信端末は実現できなかった。第 4 世代衛星が運用されるようになり、初めてロケット搭載通信端末で通信が可能になった。この衛星は 3 機体制で全地球をカバーする方式であり、2008 年 8 月に 3 号機が打上げられ、2009 年 2 月に各衛星の最終配置が完了したばかりである。

図 3.2.3-1 に最終配置完了後のインマルサットの配置を示す。本空中発射では、インマルサット#1、インマルサット#3 を使用することになると考えられる。

第 4 世代インマルサット (I-4) の通信方式概要を図 3.2.3-2 に示す。最新のインマルサットは、通信エリア全域を覆う 1 本の Global Beam、19 本の Regional Beams、228 本の Narrow Beams の 3 種類の通信ビームを備えている。Global Beam は通信基本分の管理の役割を担い、Regional Beams は通信の開始・終了の管理を行う。実際に高密度でデータ送受信を行うのは Narrow Beams でありビーム径は約 800 km とされている。Narrow Beam を越えて移動する場合は、移動局の位置を送信することにより自動的に移動先の Narrow Beam 切り替えが行われる。

表 3.2.3-1 にインマルサット (第 4 世代) で実用化されている陸上移動通信端末の性能概要を示す。通信レートによりクラスが決められている。但し、通信レートは、最大値であり、運用環境等でこれらの値を下回る場合がある。

表 3.2.3-1 インマルサット (第 4 世代) 陸上移動通信端末性能概要

種類	性能値	EIRP (dbW)	G/T (dB/K)	通信レート (Kbps)
BGAN - Class 1		20.0	-10.5 (Minimum)	Rx : 492 Tx : 492
BGAN - Class 2		15.1	-13.5 (Minimum)	Rx : 464 Tx : 448
BGAN - Class 3		10.0	-18.5 (Minimum)	Rx : 384 Tx : 240

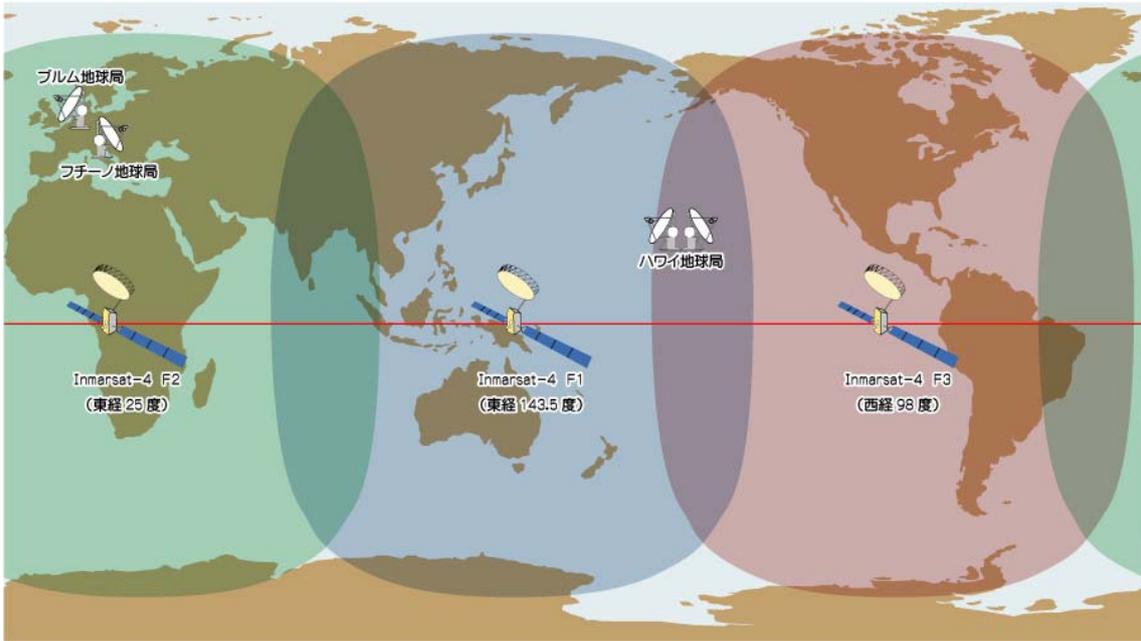


図 3.2.3-1 最終配置完了後のインマルサットの配置

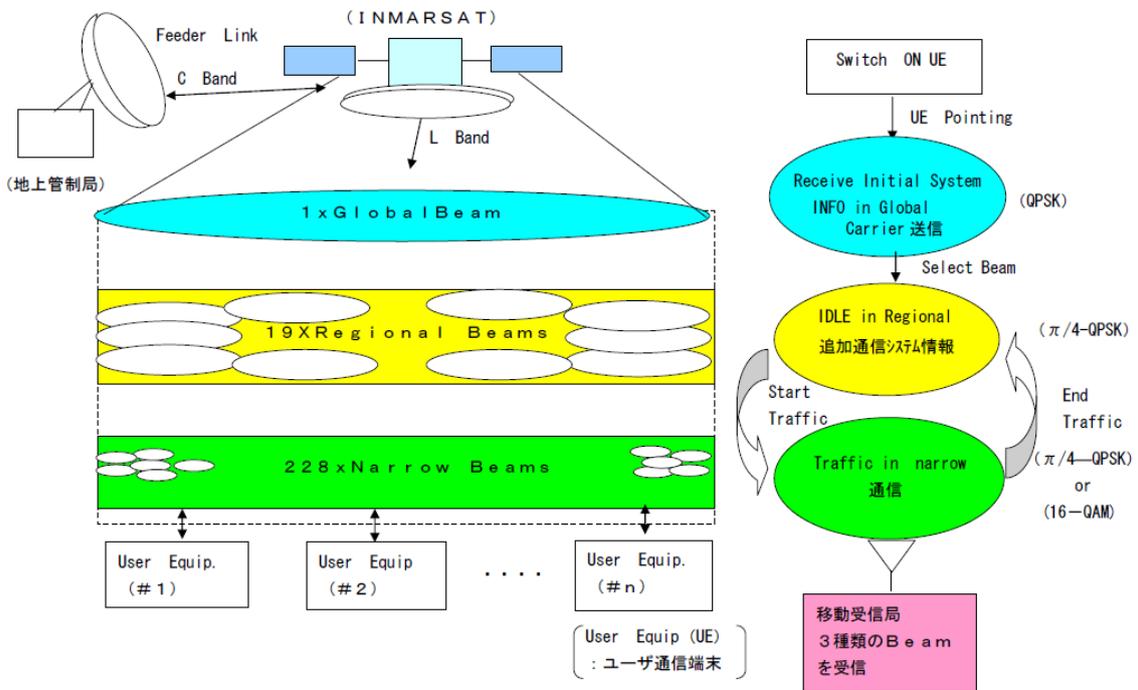


図 3.2.3-2 第4世代インマルサット (I-4) の通信方式概要

### 3-4 打ち上げシステムの検討

#### 3-4.1 航空機分離の検討

開発期間・開発費の低減を狙い、母機の改修が必要最小限となる輸送機を用いた空中投下方式について検討を行なった。

##### 3-4.1.1 物量投下方式の種類

一般的な輸送機からの物量投下法は以下の2つに大別される。

###### (1) PDS (Platform Delivery System)

特徴

- ・プラットフォームに投下物を固定し、プラットフォームごと抽出傘で機外へ抽出、投下する方式。
- ・プラットフォームはレールで拘束されるため、抽出方向以外の上下左右方向は常に拘束される。
- ・最大投下質量 16 トン (C-130 の場合)
- ・ミニットマン(ICBM)の空中発射実験に利用された実績がある。
- ・複数の落下傘を用いる場合や、任意のタイミングで物量を投下したい場合は、表 4.1-1 検討条件に示すトウプレートを用いる。

空中発射システムに適用する場合の問題点

- ・投下後のプラットフォーム分離
- ・投棄したプラットフォームは海上に落下するため投下地点が制約を受ける。
- ・投下器材の質量分、ロケットへの質量配分が減る。

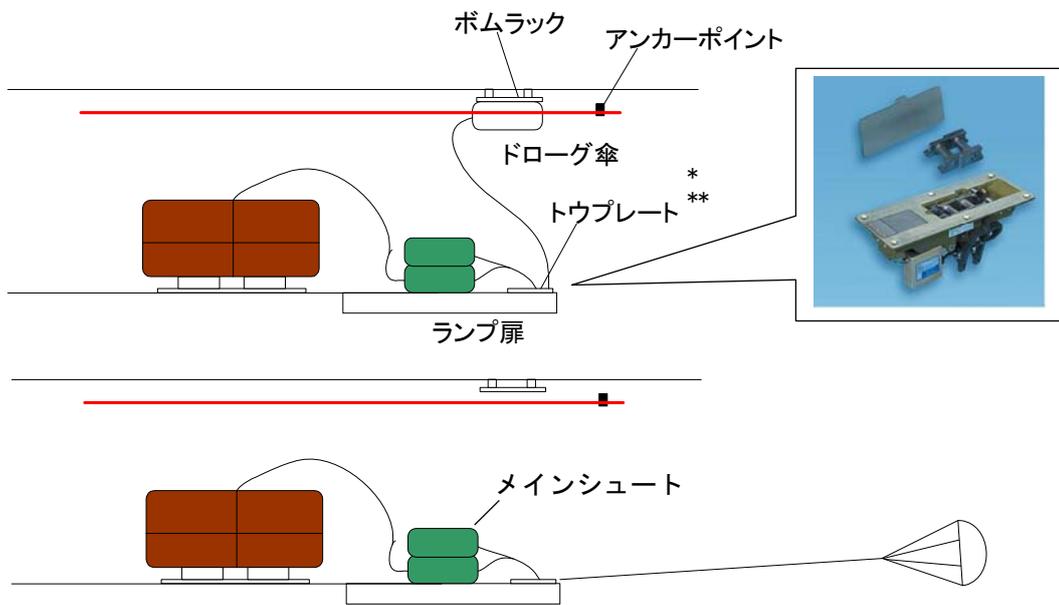
###### (2) CDS (Container Delivery System)

特徴

- ・輸送機が機首を上げることで投下物はローラー・コンベア上を自重で滑走し、投下される。
- ・投下質量 1 トン程度。2×2[m]程度。投下 G は 0.1G 程度 (輸送機の機首を 6[deg]あげた場合)

空中発射システムに適用した場合の問題点

- ・ロケットのような細長い物量はランプ端を中心にピッチ方向に回転する。このためロケット前端がランプ天井に衝突しないような対策が必要。
- ・投下中レールなどで拘束されないため、輸送機が意図しない運動を起こした場合に貨物室内へ衝突することを避ける対策が必要である。



\*任意のタイミングで物量を抽出可能  
 \*\*不具合があった場合、トウプレートを用いドローグ傘のみ分離可能

図 4.1-1 トウプレートを用いた物量投下

### 3-4.1.2 輸送機によるロケットの空中投下

輸送機によるロケット空中投下方式の候補として Gravity Air Launch (GAL) 方式がある。GAL は CDS を拡張した方式であり、自重による滑走に加え投下に抽出傘を用いることでランプ端でのピッチ運動を抑制するとともに、輸送機からロケットが離脱した後の点火姿勢確立を行なっている。

#### 特徴

- GAL は CDS を拡張した方式で Air Launch LLC, CNES 等が検討・開発中である。
- ロケットの投下に自重と抽出傘の牽引力を利用することで、抽出加速度を増加させる。
- CDS に比べて抽出傘により引出し速度が増え、ランプ端でのピッチ運動を小さくできる。
- ノズル部に取り付けた抽出傘を用い、点火姿勢確立時のロケットピッチ運動を減衰させる。

#### 問題点

- 輸送機が意図しない運動を行った場合、ローラー・コンベア上からロケットが脱落しないような対策が必要である。

### 3-4.1.3 姿勢確立運動の簡易解析

ロケットモータを点火するために、回転がない垂直な姿勢を、ロケットを引き出すパラシュートにて確立できる可能性について検討した結果を示す。

#### (1) 搭載母機および空中発射ロケット

母機とロケットは以下のように考える。

- ・母機

母機には、投下質量が大きく、巡航高度が高い次期輸送機(C-X)を用いる。

- ・空中発射ロケット

空中発射ロケットは全備 15 トン級のロケット (図 4.1-2) を前提とする。

#### (2) 検討条件

検討条件を 表 4.1-1 に示す。

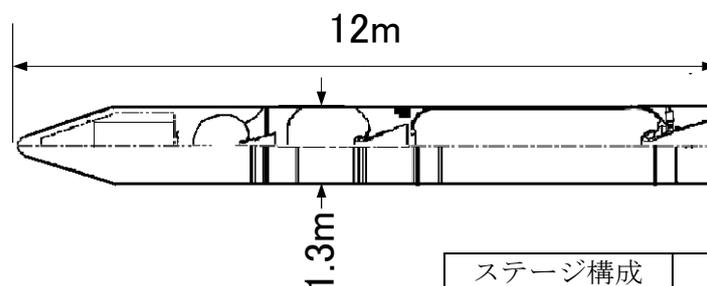
表 4.1-1 検討条件

投下方式	GAL	ロケット外形・質量	図 4.1-2
母機姿勢角	6 [deg]*	ロケット重心位置	先端から 58%
貨物室形状 (HWL)	4×4×16[m]**	空力特性	
輸送機飛行速度	M 0.6 (180[m/s])	パラシュート荷重作用点	機体後端***
輸送機飛行高度[km]	10*	-	-

\* 輸送機はロケット投下中に姿勢の変更がない。

\*\* 貨物室形状は推定値

\*\*\* パラシュートの荷重方向は常に速度方向の反対であり、ばらつかない。



ステージ構成	3 段式固体
全備質量	15[t]
全長×直径	12×φ1.3[m]
重心位置	先端から 58[%]

図 4.1-2 全備 15 トン級ロケット

### (3) 検討結果

図 4.1-3に、輸送機内で分離されたロケットが輸送機から離脱し姿勢確立するまでの履歴を示す。ロケットモータの点火姿勢は投下時の速度、高度により異なるが、図に示すように、 $C_d S_{2.3 \sim 2.7} [m^2]$ の範囲においてロケットの姿勢が垂直となる  $90 [deg]$ 付近でピッチ角速度が  $0 [deg/s]$ となり、ロケットモータ点火姿勢の確立が可能であることを示している。ただしパラシュートによる引出加速度は  $0.1 [G]$ 程度と通常の物量を投下する場合の引出力  $1 [G]$ に比べると小さく、引出時間が長いことになり、母機の揺動に対する検討が必要である。また、ロケット点火姿勢確立時の母機とロケットの距離は  $40 [m]$ 程度であり、この距離が安全上問題ないことを確認する必要がある。

#### 3-4.1.4 姿勢確立に用いる抽出傘

以下の条件、

- ・対気速度：M0.6(180m/s)
- ・CDS：GAL 方式  $2.3 [m^2]$
- ・安定性能：傘体振れ角が小さいこと

で姿勢確立に用いる落下傘の種類とサイズの概算を行った結果、

- ・平面円形リボン型もしくはリングスロット傘が、姿勢安定性の観点から良い。
- ・ $C_{D0}$  値は、平面円形リボン傘  $C_{D0} : 0.5$ 、リングスロット傘  $C_{D0} : 0.7$

となり、落下傘の概略サイズは表 4.1-2となる。

表 4.1-2 抽出・姿勢確立用落下傘

投下方式	GAL	
傘体形式	平面円形リボン型	リングスロット傘
$C_D S [m^2]$ ( $C_{D0} S_0$ )	2.3	2.3
$D_0 [m]$	2.5	2.0

#### 3-4.1.5 輸送機内でのクリアランス解析

輸送機からの投下において、図 4.1-4に示すように、ロケットは重心が貨物室を離脱した後、貨物室後端を中心に回転運動を行う。そのためロケット先端が貨物室床から浮き上がるのが予想される。

輸送機内でのロケットと貨物室上部のクリアランス解析を行なった結果を 図 4.1-5に示す。ロケット先端の高さは最大で床面から  $1.1 [m]$ の高さになる。C-Xの場合でも貨物室の高さは  $4 [m]$ 程度と推定されるので、クリアランスは十分と判断される。ただし、母機の揺動によるクリアランスの減少については、投下時に考慮すべき揺動の要因等について検討を加える必要がある。

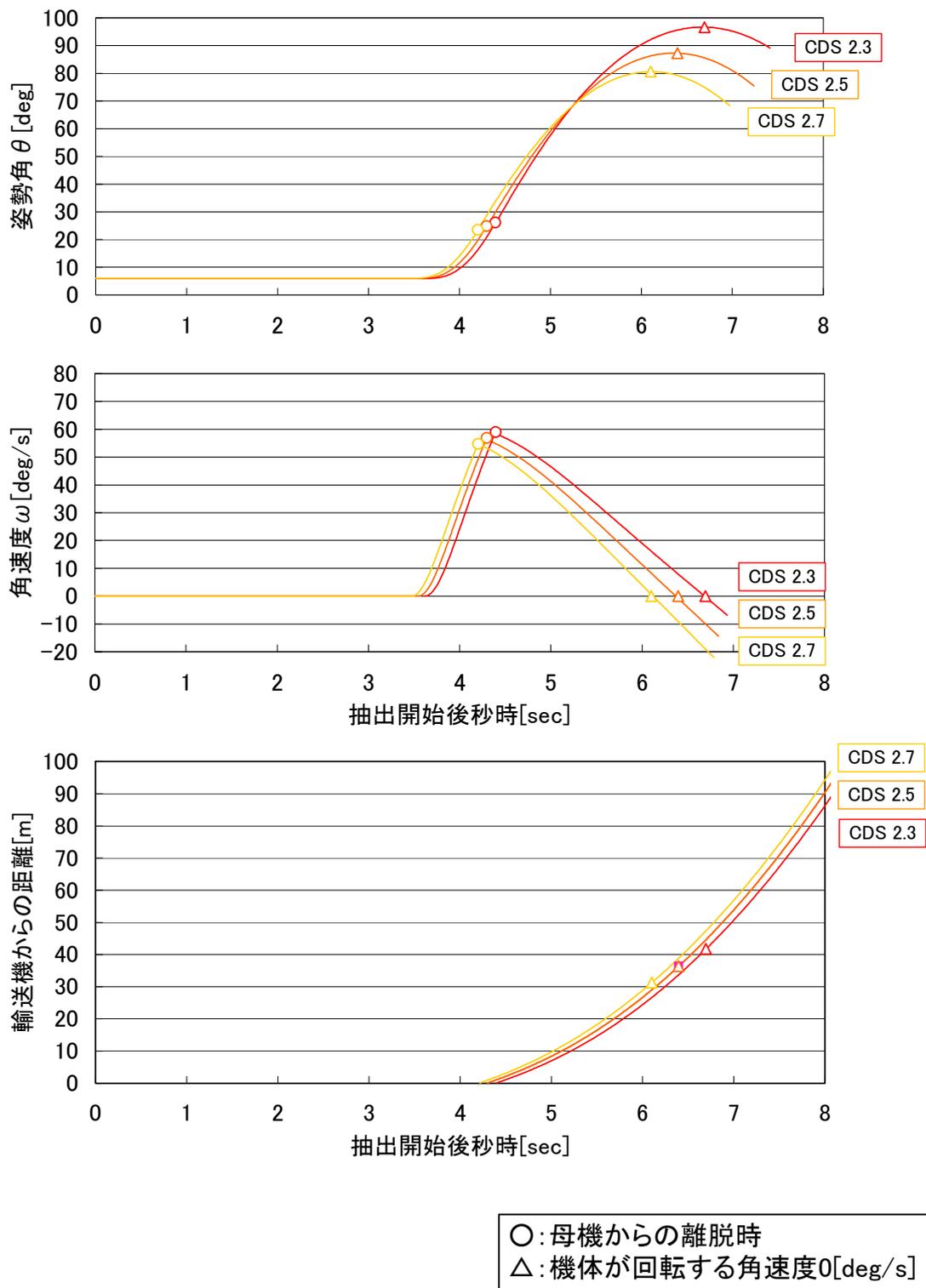
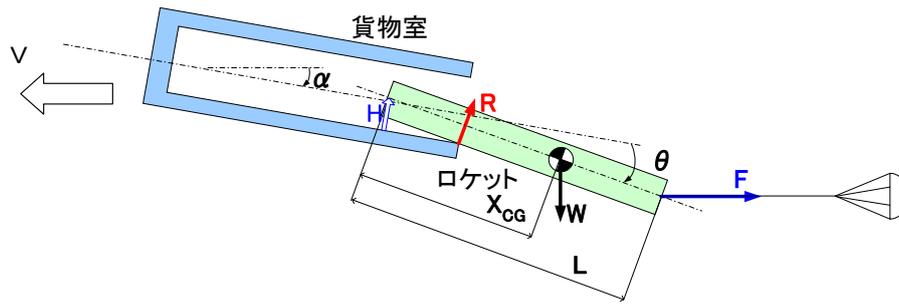


図 4.1-3 抽出開始から点火姿勢確立までの履歴



L: ロケットの全長[m]  
 H: 貨物室床からの高さ[m]  
 $\theta$ : 輸送機軸からのロケットの傾き[deg]  
 F: パラシュートによる抽出力[N]  
 t: 時間[sec] ( $t_0$ : 重心が貨物室から出た時刻)

$X_{CG}$ : ロケットの重心[m]  
 $\alpha$ : 輸送機の迎え角[deg]  
 W: ロケットの重量  $M \times g$  [N]  
 R: 貨物室床からの反力[N]  
 V: 輸送機速度[m/s]

\*輸送機は水平飛行を行い、投下中姿勢を保つ  
 \*\*摩擦抵抗無し  
 \*\*\*ロケットに加わる空気力を考慮しない

図 4.1-4 クリアランス解析簡易モデル

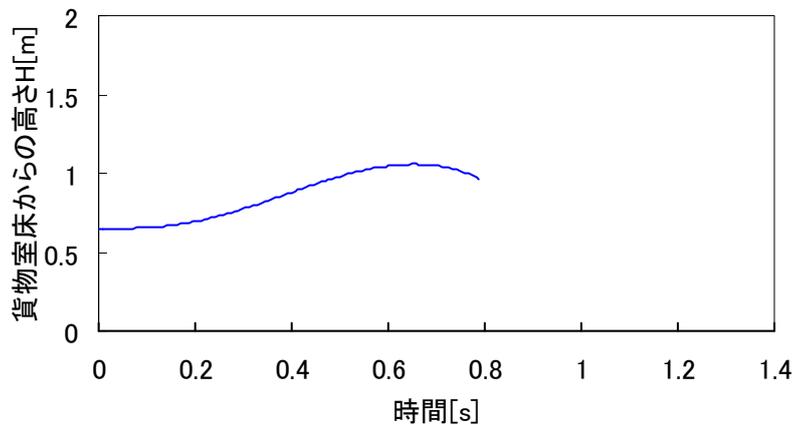


図 4.1-5 ロケット先端部の貨物室床面からの高さ

### 3-4.1.6 まとめ

空中投下方式の場合について、Gravity Air Launch 方式で抽出傘によりロケットを母機の胴体から引き出し、その抽出傘でロケットの姿勢をモータ点火する垂直な姿勢で回転が止まる条件にできる可能性について簡易解析を行った。結果として CDS2.5[m<sup>2</sup>]程度の抽出傘により、姿勢角は 90[deg]付近でピッチ角速度が 0[deg/s]とすることができ、ロケット点火の条件を確立できる可能性があることを確認した。また、解析上は C-Xクラスの輸送機であれば投下時の貨物室内のクリアランスも十部確保できる可能性がある。

### 3-4.2 衛星を利用した飛行管制の検討

#### 3-4.2.1 技術課題

ロケットの追跡・管制にインマルサットを利用する上での技術課題と検討結果を、表 4.2-1に示す。

表 4.2-1 技術課題と検討結果

No	技術課題	検討結果
1	ドップラシフト補償	課題あり。 ロケット搭載インマルサット通信端末にドップラシフト補償機能を付加する開発が必要と思われる。
2	ロケット搭載アンテナ	課題あり。 消費電力を少なくするため、通信端末の送信パワーを低くすることが望ましい。 このため、ゲインの高いアンテナが求められる。 通信の切断をおこさないため、NULL の無いアンテナパターンを実現する必要がある。
3	Narrow Band 間の通信 ハンドオーバ	課題なし。 今回の検討では、アンテナ Narrow Band 間の切り替え時間は、十分であると判断する。
4	通信遅れ	課題なし。 通信実験による検証で、往復で 2 秒以下（インマルサットの資料とも合致）指令破壊許容遅れ時間を 5 秒とすると、この遅れは許容範囲と考えられる。
5	通信可能データ量	課題少ない。 TCP/IP は通信時間が一定でなく本通信には不適。 通信パケット長が補償される Streaming 通信回線を用い、UDP 通信が適している。（確認実験を実施予定） 通信可能データ量は、64 kbps 程度を目標とする必要がある。

#### (1) ドップラシフト

移動体通信では、ドップラシフトが通信に影響を与える場合がある。

##### a. ドップラシフト量の推定

ロケットは高速で移動するため、ロケットと通信衛星間には通信周波数にドップラシフトが生じる。代表的な空中発射ロケットでの飛翔特性とインマルサット間のドップラシフト量を推定した結果、最大約 20 kHz 程度のドップラシフトが生じることが予測される。この値では、対策を行わないと復調できない。

##### b. インマルサットとのドップラシフト

インマルサットと地上受信局間でフィーダ回線（Cバンド）にパイロット信号を

載せて送信しており、これによりインマルサットと地上受信局間のドップラシフト量を補正していると考えられる。

一方、インマルサットと移動局間においては、インマルサット通信衛星側にドップラシフト量を把握する仕組みは見当たらないため、ロケット搭載の通信端末（移動局）にドップラシフトを補償する機能を持たせる必要がある。

#### (2) ロケット搭載アンテナのアンテナビーム角の検討

図 4.2-1に代表的な飛行経路で飛行中のロケット機軸方向方から見たインマルサットの方位変化を推定した結果を示す。この方位変化範囲内で回線設計が要求されるアンテナ・ゲインを有するアンテナを実現する必要がある。

#### (3) ハンドオーバー

ロケットは複数回に渡りインマルサットのNarrow Beamの切り替えが必要である。図 4.2-2にNarrow Beamが重なると思われる領域をロケットが移動する時間を推定した結果を示す。指令破壊コマンドを打つ可能性がある段分離までのロケットの最大速度は 4 km/h であり、ビームが重なる領域を通過する時間は最短で約 150 秒である。また、テレメータは3段燃焼終了まで通信できるように考えるとロケットの最大速度は 7.5 km/h となり、ビームが重なる領域を通過する時間は最短で約 80 秒である。この結果より、ビーム間の切り替えを行う時間は十分あり、ハンドオーバーに於ける課題は無いと推測する。

#### (4) 通信遅れ

インマルサット通信遅れ、通信レートを把握するための通信実験を実施した。インマルサット (I-4) との通信実験に使用した地上端末は、BGAN-Class-1 の Explorer700 である。表 4.2-2にインマルサット回線に於ける通信遅れ実験結果を示す。この結果、データの受信、コマンドの送信をあわせ 2 秒以下が期待できるため、飛行安全の指令破壊で求められる 5 秒に対し 3 秒の判断時間が確保できる。

表 4.2-2 インマルサット回線に於ける通信遅れ実験結果 (単位 sec)

	最短遅れ時間	最長遅れ時間	平均遅れ時間	備考
Ping 送信実験	0.60	0.72	0.68	
画像データ送信実験	0.78	0.92	0.83	
インマルサット資料	0.63	0.72	TBD	

	打ち上げ方向	衛星見越し角 (°)		
		最小値	最大値	ビーム幅
1	南 (SSO)	32	67	35
2	東 (LEO)	46	78	32
3	北東35度	55	122	67

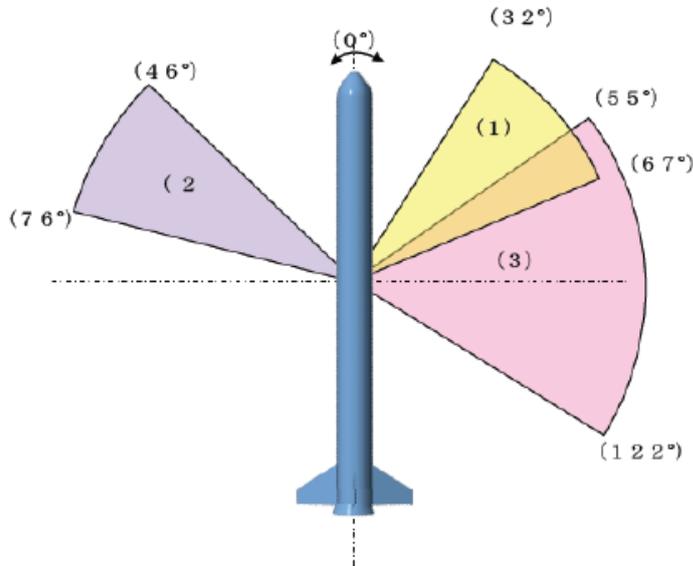


図 4.2-1 ロケット搭載アンテナビーム角要求概要

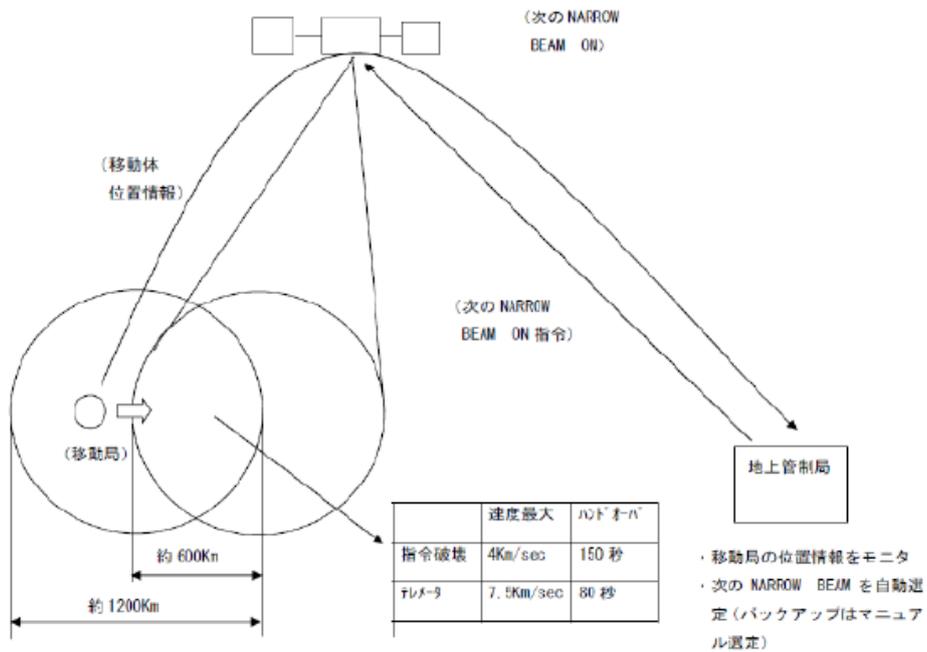


図 4.2-2 Narrow Beam ハンドオーバー推定

(5) 通信可能データ量（通信回線スループット）

表 4.2-3にインマルサット回線に於ける通信スループット実験結果を示す。TCP/IP通信は予想通り通信量の変動するとともにエラーチェックによる通信遅れが影響して、スループット値が低かった。スループットは送信パケット量、通信参加者数により変動するため、本空中発射の通信には適さないことが確認できた。

Streaming 回線（UDP/IP 通信）のスループットは、送信した画像データが圧縮されており正確な送信データ量が把握できなかった。このため今回の実験では UDP によるスループットデータは得られなかったが、方式の特性上確実な通信レートが期待できると思われる。

表 4.2-3 インマルサット回線に於ける通信スループット実験結果

通信方式	通信プロトコル	実験結果	備考
通常の IP データ通信	TCP	E-mail ・ 673 Kbyte データ受信時間：約 5 分 ・ スループット推定値： 約 17.9 Kbps	判定：採用不適合 TCP 方式は、通信パケットごとにエラーチェックがされるため、スループットが低くなる。さらに、ユーザ数によってもスループットが変動する。
		FTP ・ 450 Kbps データ受信時間： 約 15 秒 ・ スループット推定値： 約 30 Kbps	
Streaming IP 通信	UDP	送信画像データが圧縮されており、送信データが把握できなかった。 再度スループット確認試験が必要。	判定：採用 通信量がユーザごとに固定されるため、通信量が安定。エラーチェックがないため、通信が早い。

### 3-4.2.2 通信システム検討

表 4.2-1 の技術課題のうち、通信端末に於けるドップラシフト補償及びロケット搭載アンテナに関して検討を実施した。

(1) ドップラシフト補償通信端末の開発

インマルサット通信衛星の受信周波数変動適応能力が不明であり具体的なドップラシフト対応案の提案は難しいため、ここではドップラシフト補償の概念のみ検討した。図 4.2-3にインマルサット通信端末でドップラ補償を行う概念を示す。ロケット側でドップラシフト量を推定しその推定量を用いて送信時の送信周波数に補正を行うことで、インマルサット衛星に電波が届いた段階ではドップラシフトが補償されているという仕組みが必要である。

(2) ロケット搭載アンテナ

ロケット搭載通信衛星用アンテナとしては、高ゲイン・広アンテナビーム角を有するアンテナの開発が求められる。

a. ロケット搭載アンテナ検討内容

ア. アンテナ方式

「線状アンテナ」「パッチ型アンテナ」「開口面アンテナ」について、前提条件を満足するアンテナ方式のトレードオフを実施した。結果を表 4.2-4に示す。「パッチ型アンテナ」が選択される。

表 4.2-4 アンテナ方式トレードオフ

No.	項目	線状アンテナ		パッチ型アンテナ		開口面アンテナ	
1	アンテナ方式	モノポール型 メアンダライン型		方形パッチ型 円形パッチ型		ホーン型 スロット型	
2	単体利得	×	0dBi~2dBi 程度 (アレイ化でも 厳しい)	○	5dBi 程度 (1.6GHz、8cm 方 形)	○	5 dBi 程度 (1.6GHz、D=10cm)
3	指向性幅 (-3dB)	○	±60deg 程度 (ただし、利得未 達)	△	±30deg 程度 (上記利得時)	×	±2deg 程度 (広指向性幅困難)
4	偏波	△	直線偏波 (リンク上 3dB 減)	○	円偏波可能 (リンク減無し)	○	円偏波可能 (リンク減無し)
5	大きさ	○	基板上で構成 可能	○	基板上で構成 可能	△	導波路の分だけ、 基板より容積的に 不利
—	総合判断	×	利得の確保が困 難	○	最も可能性有り	×	指向性幅の確保が 困難

イ. 切れ込みの少ないアンテナの実現

ロケットのロール運動に対して常時通信を確保するため、機体周りに複数個のアンテナを配置する必要がある。

b. アンテナ指向性解析

ア. 解析モデル

上記のトレードオフ結果を踏まえ、簡易モデル上にアンテナを搭載した際の指向性解析を実施した。アンテナ構成を表 4.2-5に示す。

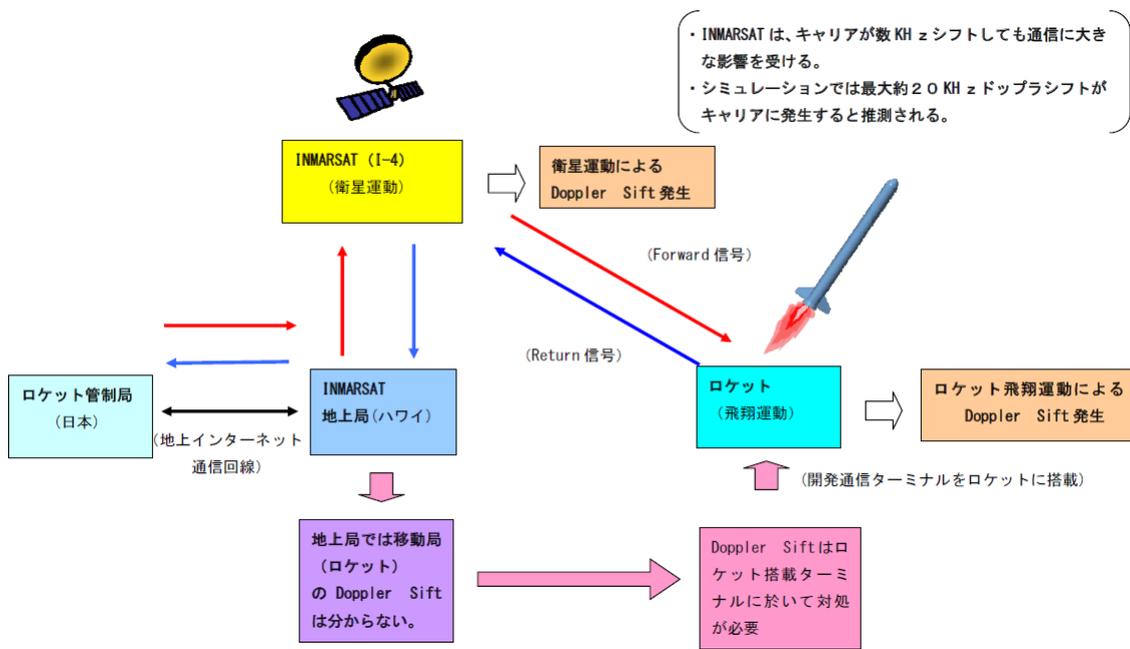


図 4.2-3 ロケット搭載通信衛星送受信機におけるドップラシフトと補償概念

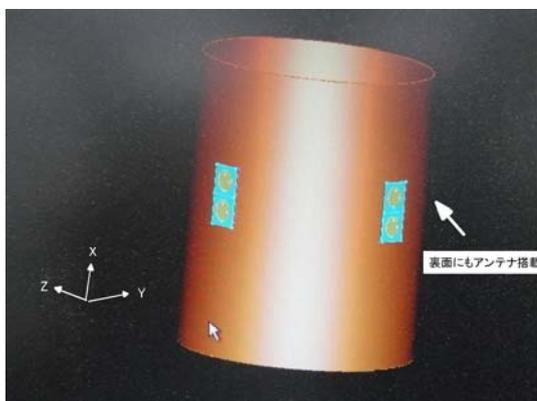
表 4.2-5 解析を実施したアンテナ構成

アンテナ構成	解析モデル	アンテナ給電
構造モデル 90deg 位相ごとにアンテナを設置した場合	図 4.2-4に示す。	同時給電 / 円偏波(RHCP)
		切換給電 / 円偏波(RHCP)

注：同時給電、切換給電の定義は以下の通り。

同時給電：各位相ごとに設置したアンテナ全てを給電した場合

切換給電：各位相ごとに設置したアンテナを切換スイッチにて、給電ラインを切替えることを前提とした場合

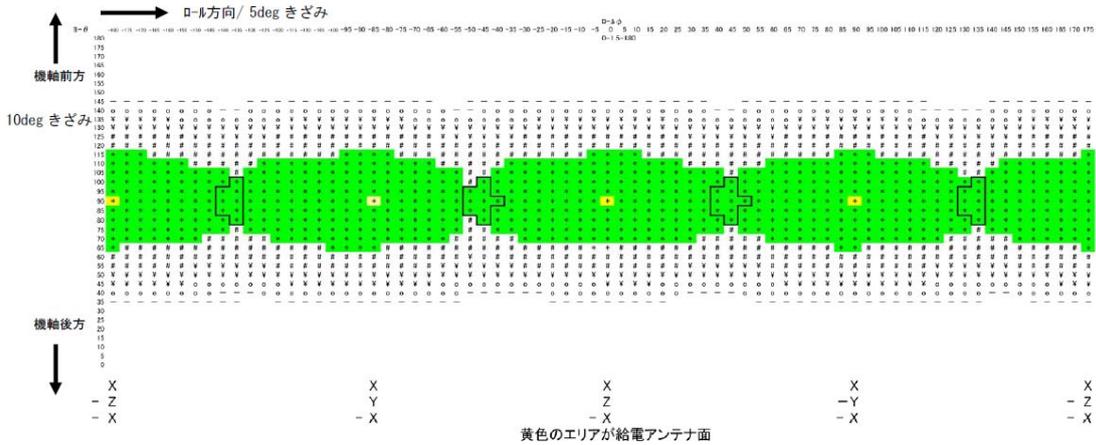


(90deg 位相ごとにアンテナを設置)

図 4.2-4 アンテナ解析モデル

イ. 解析結果

アンテナ素子をロケット機体の周方向に等間隔で 4 素子配置し切り替え給電した全放射パターンを図 4.2-5に示す。切り替え方式ではアンテナ間の干渉が起こらないため、各アンテナ素子の放射パターンを合成した結果が得られる。すなわち、複数のアンテナをロケットの周回方向に配置し、通信衛星に向いているアンテナ素子のみ切り替えスイッチで給電する方式が有効である。



(緑色のエリア： 利得 +5dBi 以上 太線枠エリア： 各アンテナの指向性と+5dBi 以上でオーバーラップしている範囲)

図 4.2-5 各アンテナの利得を重ね合わせた全アンテナ指向性利得マップ (スイッチ切換時)

(3) 回線設計

インマルサットを経由した空中発射通信回線の回線設計結果を表 4.2-6、表 4.2-7に示す。Class-3 のSABRE-1 が最も小型・低出力であり、ロケット搭載に向いている。ロケット搭載通信端末への応用として回線設計を実施した結果、要求通信レート 32kbpsの通信性能が期待できる。

表 4.2-6 回線設計結果

No	項目	SABRE-1 の 送信性能	備考
1	アンテナ・ゲイン (dBi)	8	
2	送信電力 (W)	2	
3	EIRP (dBW)	11	
4	G/T (dB/K)	10	インマルサットの G/T
5	通信誤り率	$10^{-4}$	
6	通信レート (kbps)	36.3	通信誤り率 $10^{-4}$ の時の通信量
7	Streaming 通信量 (kbps)	32	Streaming 通信量は 32, 64, 128, 256 (kbps)から選択

表 4.2-7 SABRE-1 のリターン方向(Up Link)回線設計内容

NO	項目	単位	内容	備考
1	周波数	MHz	1660.5	最大周波数
2	送信 EIRP	dBW	11	
3	送信機出力	dB	6	4W 出力
4	アンテナ 利得	dBi	5	
5	給電線 損失	dB	—	
6	ポインティング損失	dB	—	
7	自由空間 損失	dB	-189	
8	偏波 損失	dB	—	
9	大気吸収 損失	dB	-0.6	
10	降雨 損失	dB	—	降雨の場合：-1dB
11	その他 損失	dB	-1	
12	受信 G/T	dB/K	10	Inmarsat 資料による
13	アンテナ 利得	dBi	—	
14	給電線 損失	dB	—	
15	ポインティング損失	dB	—	
16	システム雑音温度	dBK	—	
17	アンテナ雑音温度	K	—	
18	給電線雑音温度	K	—	
19	受信機雑音温度	K	—	
20	天空雑音温度	K	—	
21	受信 C/NO	dBHz	59	k : 228.6 dB
22	要求 C/NO	dBHz	56	
23	要求 Eb/NO	dB	8.4	BER : $10^{-4}$
24	ハードウェア劣化量	dB	—	
25	通信ビットレート	dB	45.6	36.3 kbps
26	変調損失	dB	2	QPSK
27	回線マージン	dB	3	

### 3-4.2.3 通信システムまとめ

表 4.2-8に打ち上げ管制用インマルサット通信システムの検討結果のまとめを示す。

表 4.2-8 打ち上げ管制用インマルサット通信システム検討まとめ

項 目	性 能 等		備 考
インマルサット特性	EIRP	67 dBW	
	G/T	10 dB/K	
	通信方式	Streaming UDP / IP 方式	
	通信量	64 kbps (目標)	
	通信遅れ (1 way)	片道 1 秒以下	往復 2 秒以下
	通信ビット誤り率	TBD	
ロケット搭載通信機	送信出力	TBD	総務省認可が必要
	送信 EIRP	TBD	
	受信 G/T	TBD	
	ドップラ・ドリフト 補償機能	有する	
ロケット搭載アンテナ	アンテナ方式	パッチアンテナ	
	回線設計アンテナ・ ゲイン	5 dBi (目標)	
	アンテナビーム角	90° (目標)	5 dBi 以上の領域
	アンテナ数	TBD	要求ビーム角により 変更
ロケット搭載 GPS	GPS 方式	INS-GPS	タイトカップリング
	GPS アンテナ	TBD	
	ドップラ、 ジャーク対策	TBD	

### 3-4.3 ロケットの自律航法

ロケットの自律航法は自律指令破壊を可能にする重要な技術である。飛行安全に必要なロケットの軌道精度は、最終的には搭載慣性センサ(INS)のみでは達成できない。このため、ロケット搭載 GPS でロケット位置を計測し、GPS 計測間隔の長さを慣性センサにより補完を行う GPS-INS 方式の実現がロケットの自律航法の最重要技術と位置付けられる。

#### (1) ロケット搭載GPS開発検討

GPS-INS を実現する為には信頼性の高いロケット搭載 GPS の実現が不可欠である。

過去のロケット搭載 GPS の選定において、C/A コード GPS は位置計測精度 (数 10 m の

位置計測誤差)は低いがロケット運用上許容できる範囲にあり、低コストのGPSで目的を達成できる可能性がある。

表 4.3-1にロケット搭載GPSを開発する場合の課題と対処案の検討結果を示す。

## (2) GPS-INSの検討

ロケット搭載GPSの受信が遮断後、再ロックするまでの時間を短縮する必要があり、その解決策としてタイト・カップリングGPS-INSを用いる。

従来、装置とINSは独立した機器となっており、INS信号とGPS信号は信号処理装置に入力され処理される。これでは処理に時間が掛かる可能性があり、ロケット搭載には適当でない。このため、GPSの信号処理部とINSの信号処理部を基本処理レベルでタイトに結合するタイト・カップリングとする。

図 4.3-1にGPS-INSのタイト・カップリング方式概念を示す。この方式では、常時、各GPS衛星の軌道を計算し、ロケット座標と各GPS衛星の位置関係を把握することが出来る。一旦GPSとの交信が途絶えた場合、GPS受信装置は通信可能GPS衛星の探索を開始する。この場合、通信が途絶えた後もINSで各GPS衛星軌道を予測し続けておき、GPS受信装置がGPS衛星の探索を開始する時、通信の可能性が高いGPS衛星から探索することができるため、再ロックの時間を飛躍的に短縮できる可能性がある。GPS-INSのタイト・カップリング方式を実現する為には、処理装置の一体化、信号処理ソフトウェアの一体化等の開発が必要である。

表 4.3-1 ロケット搭載 GPS を開発する場合の課題と対処案

NO	課 題	対 処
1	ロケット搭載 GPS アンテナにゲインの落ち込みがあり、GPS 電波が受信できない可能性がある。	JAXA/ISAS での実験の結果、スピンするロケットにおいて、アンテナパターンに切れ込みがあっても、GPS の応答の時定数が小さいため、受信が切れることはないことが確認されている。
2	加速度、加加速度（ジャーク）環境での確実な動作	JAXA/ISAS での実験の結果、通常の PLL 方式に変えて、IFF 方式を用いることで、加速度及び加加速度（ジャーク）環境下における通信遮断が回避できることが確認されている。
3	GPS 衛星受信間隔の補完、及び GPS 衛星喪失時のバックアップが必要である。	GPS-INS 方式を採用する。 GPS 衛星受信間隔の位置補完を INS で実施する。 GPS 衛星喪失時に INS でカバーする。
4	通常の GPS では受信遮断後の再位置計測に長時間を有するため、再位置計測までの時間を短縮する必要がある。	<ul style="list-style-type: none"> <li>GPS 衛星（受信可能性のある全ての GPS 衛星）の位置を時刻と公開 GPS 軌道情報から逐次推定。</li> <li>ロケットの位置は慣性センサで計測。</li> <li>この 2 情報から、ロケットから見た受信可能な GPS 衛星の位置を常時計算しておく。</li> <li>上記受信可能 GPS 衛星の探索処理時間を短縮するため、INS 出力を GPS 信号処理部に遅滞なく入力処理が可能にする GPS と INS 一体化した装置（タイト・カップリング）が有効と判断される。</li> </ul>
5	GPS 機器に高い信頼性が必要。	ロケット搭載高信頼性 GPS の開発 信頼性： 99.9%以上が必要（自律指令破壊における要求信頼性）を実現する為に必要な、高信頼性部品の使用、冗長系の確保。

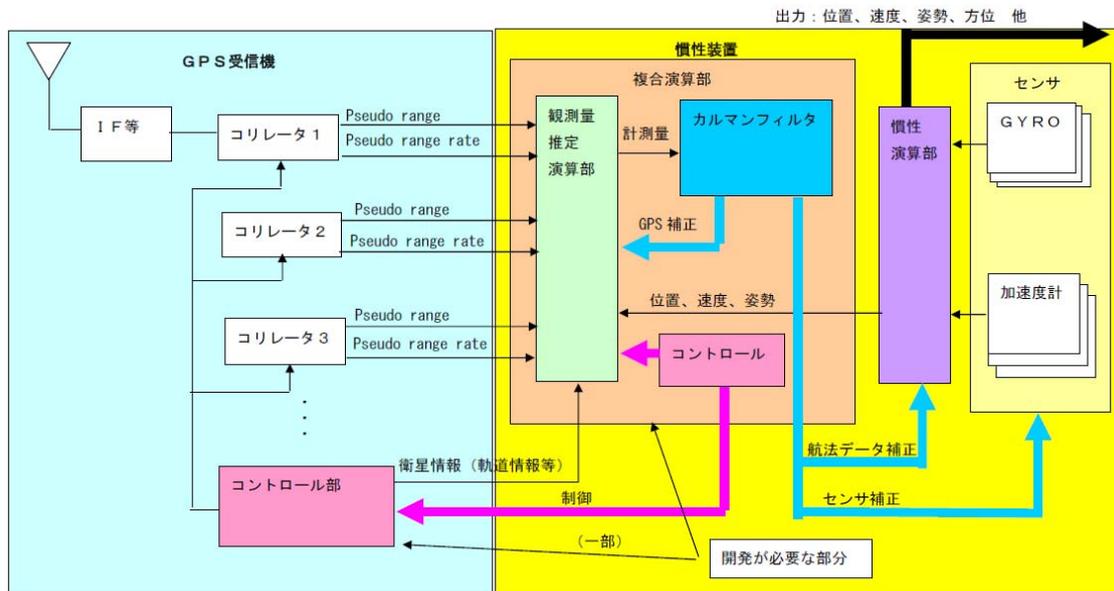


図 4.3-1 GPS-INS のタイト・カップル方式概念

### 3-5 空中発射システムの展望

#### 3-5.1 国際協力

今年度に開催された、第 6 回 Responsive Space Conference、第 59 回 International Astronautical Congress、第 22 回 Small Satellite Conference、第 12 回 Commercial Space Transportation Conference 等の会議に参加した。ESA、米国における小型システム及び空中発射システムの技術的位置づけを明らかにするとともに、海外企業等との協力関係の樹立のための調整を行った。

#### 3-5.2 宇宙基本法

本項は、慶應義塾大学の青木節子教授の「日本の宇宙開発利用のゆくえー宇宙基本法によりなにが変わるか」から抜粋したものである。

##### (1) 宇宙基本法の目的

宇宙基本法の目的は、主として3つあるといわれている。

- ① 宇宙の平和的目的での利用、というときの「平和的目的」の解釈を「非軍事」から「非侵略」に変更し、専守防衛の範囲で、宇宙の防衛目的での利用が可能な体制を築くこと
- ② 日本の優れた宇宙技術を、世界第一線級の技術開発への専念にとどめず、産業化に到達させること
- ③ 前記①、②の目的のために宇宙開発体制を変革する

総合的・包括的な宇宙開発利用を実現することが宇宙基本法の精神・目的で、そのための手段が宇宙開発体制の変革と「宇宙活動法」（仮称）の制定という解釈の読み方もできそうである。その場合の総合的・包括的な宇宙活動の実現とは、少なくとも以下の6つの目的を含むと考えられている。

- ①安全保障 日本の国土防衛に宇宙を用いること
- ②市民生活の福利向上、国民の安全・安心
- ③地球規模問題の解決（広義の安全保障、「人間の安全保障」）
- ④宇宙利用により、国際社会における日本の存在感を高めること（「宇宙外交」）
- ⑤宇宙産業の振興
- ⑥人類の進化（宇宙科学研究）

##### (2) 宇宙産業の振興

###### a. 宇宙基本法の規定

宇宙基本法により、政府には宇宙の産業化を支援する義務が生じた。具体的には、宇宙基本法第4条、第16条（具体的方策を例示列举）で①宇宙事業における民間の物品や役務の調達、②射場その他の設備の整備、③研究開発成果の移転や企業化促進、④税制上・金融上の措置などである。また、宇宙基本法施行後2年以内に、事業参入免許制度、損害賠償、保険、宇宙物体登録など、産業促進に必要な国内法を別途制定

することになっている（第 35 条）。

新たに制定する法は、国際宇宙法上の義務の国内実施（宇宙物体登録、打上げ国の損害責任、関係当事国の義務、等宇宙条約 VI-VIII 条、宇宙物体登録条約の特に第 II 条～第 IV 条、損害責任条約などに由来する義務）のためのものであると同時に、国内宇宙産業振興のための方途を規定することになり、宇宙基本計画の優先課題に基づいて作成させることになるであろう。

b. 民間活動の留意点

- (i) 宇宙の産業化に資する政策を国がとることが責務というときに、国際義務との抵触、財政上の制約、優先順位の問題など、いくつかの障壁が考えられる。
- (ii) 国際義務との抵触については、国の補助のしかたによっては、WTO 政府調達協定、日米衛星調達合意への違反を指摘され、パネル協議、日米協議などの手続きにかかる可能性もある。（もっとも前者については、宇宙は政治的解決を図る場合がほとんどであるが、若干の国内判例の研究は必要か。）1990 年代に米国が締結した二国間商業宇宙打上げ協定（中国、ロシア、ウクライナとの間で）の制度づくりも参考となる。
- (iii) 財政上の制約から、また、財務省の基本姿勢から、「税制上および金融上の措置」は、それがどういう内容のものであれ、実現のためには、①求める内容の明定、②必要性の納得、が必要であり、容易ではない。早期に、空中発射に必要な項目とそのための税制上の措置を合理的に提示すべく動くことが重要であろう。
- (iv) 財政上の制約から、かえって、法的な援助により（＝宇宙活動法の規定内容により）、産業化を援助する、という側面が強くなることもあり得るであろう。したがって、空中発射を実現するために障壁となる法的項目を抽出し、その改正を（政治的経路を用いて）訴えること、当該産業化が地球規模問題解決のために必要となる打上げ数の増加によりよく対応し、日本の国益に合致するものであることを、なるべく早期に関係機関、政治的経路を用いて説得することが重要であろうと考えられる。
- (v) その他、第三者賠償のための保険付保および財政条件の証明の仕方について、ケース研究が必要か。また、資産担保金融制度をどのように宇宙活動参入に活かせるかを調べ、現行法上使いにくい点は、宇宙活動法およびその他の既存の関連法で是正を要請することも、また必要ではないか、と思われる。

### 3-5.3 航空法

航空法第 8 6 条に爆発物等の輸送禁止の規定があり、空中発射システムの実現には調整が必要となる。

#### 航空法第 8 6 条

- 一. 爆発物又は易燃性を有する物件その他人に危害を与え、又は他の物件を損傷するおそれのある物件で、国土交通省令で定めるものは航空機で輸送してはならない。
- 二. 何人も、前項の物件を航空機内に持ち込んではいない。

#### 爆発物輸送の観点から検討が必要な事項

- (a) 定められた容器にロケットを入れることにより航空機での輸送が可能となると考えられるが、空中発射用ロケットは規定の容器に入れるものではない。従って、現行の規定のままでは航空機によるロケットの輸送は難しいと予想される。
- (b) ただし、航空法施行規則 第 194 条 2 項の五 (航空機以外に輸送手段を用いることが不可能又は不適當である場合において、国土交通大臣の承認を受けて輸送する物件) とみなすことは可能であると考えられる。
- (c) そもそも、空中発射システムは危険物の「輸送」ではない。従って、航空法第 86 条の規定に制約されるのか検討する必要がある。

#### 3-5.4 打上サービスに関する税制比較

日本、米国、欧州における打上げサービスの購入に関する税制に違いがある。米国では米国内で米国打上げサービスを購入した場合は非課税扱い、海外で米国打上げサービスを購入した場合は免税扱いとなる。

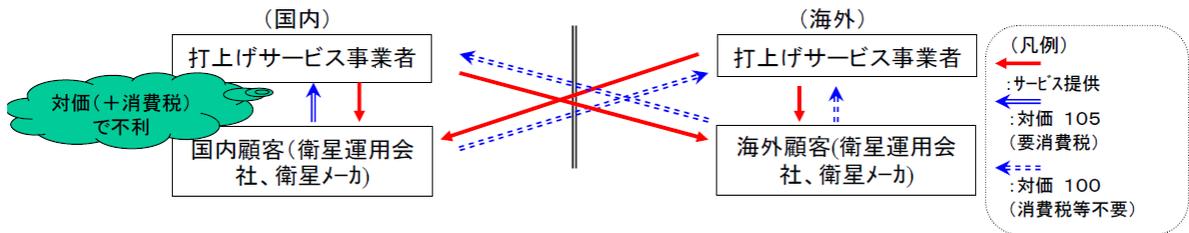
欧州ではロケットや衛星は最終目的地が宇宙であり、ギアナはその経由点であるとの考えに則り、輸入税、付加価値税（消費税を含む）が対象外の扱いになっている。宇宙へ打ち上げられない衛星の地上支援機器については、使用後に本国に持ち帰れば、輸入税はかからない仕組みとなっている。

日本では、衛星打上輸送サービスの消費税法上の取扱いでは、国内消費に対しては消費税がかかる状況であった。（ 図 5.4-1参照。）

しかし、経済産業省と国税庁との間での協議により、平成 18 年 4 月に衛星打上輸送サービスは、消費税法第 7 条第 1 項第 3 号における「国内及び国内以外の地域に亘って行われる旅客若しくは貨物の輸送」に該当するとして、輸出免税に該当するとされることとなった。ただし、図 5.4-2に示すように、契約形態によっては消費税が発生する場合があることとなる。

また、衛星等を国外から輸入する場合、一旦保税地域から引き取る段階で消費税が課されることとなる。その後、衛星は国内で消費される事無く軌道上へ輸送されることから、結果的に一旦課された消費税は還付されることとなる。つまり、外国の顧客を含む関係者が一時的にロケット打上げ後に還付される税金を納付する義務が生じ、納税から還付までの金利負担を負うこととなる。（ 図 5.4-3参照。）

- ① 衛星輸送サービス事業者が外国貨物を保税地域から引き取る場合、消費税が課される。（法第 5 条第 2 項）
- ② 但し、当該衛星等の宇宙への輸送は、貨物の課税譲渡ではないため預り消費税はなく、他方仮払消費税（輸入消費税）は仕入控除の取扱いを受けることから、結果として還付される。（法第 30 条第 1 項）



出典：産業構造審議会航空機宇宙産業分科会宇宙産業委員会  
宇宙産業化ワーキンググループ中間報告 平成16年8月

図 5.4-1 衛星打上げサービスに対する付加価値税（平成18年3月まで）

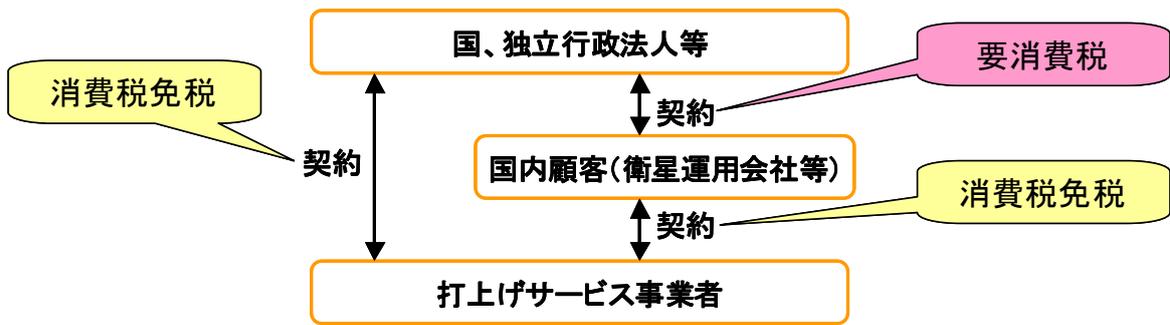
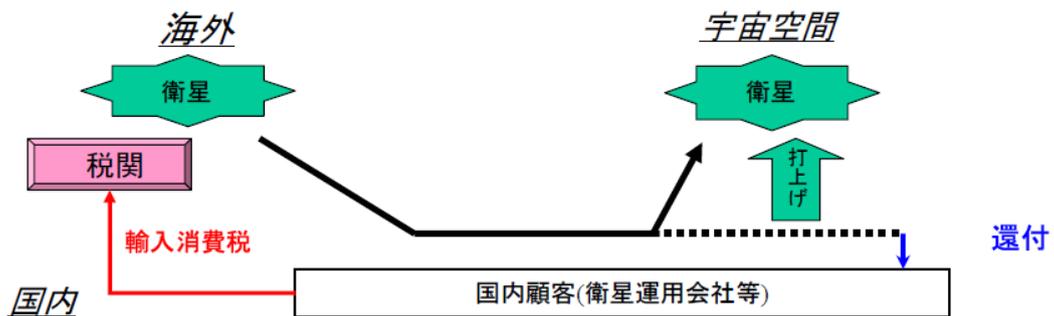


図 5.4-2 契約形態による状況



出典：総合科学技術会議 第17回宇宙開発利用専門調査会  
(平成16年1月16日) 資料17-1

図 5.4-3 人工衛星及びその部品に対する付加価値税

#### 4 調査研究の今後の課題及び展開

平成 18 年から平成 20 年度までの 3 カ年の調査研究において、空中発射システムの構築に係わる技術的課題及び解決のための方向性が明確になるとともに、空中発射システムによる打ち上げ事業化に係わる制約等が明らかになった。

今後、空中発射システムの開発に移行した場合に検討すべき主要な事項について下記に示す。

##### (1) 環境整備

空中発射システムの開発に際しては、本システムを利用した事業化の実現を目指して、下記の検討が必要である。

##### a. 日本の打上機ファミリー

- ア. マイクロ、ミニ衛星及び技術実証手段としての打上機の必要性
- イ. 我が国の宇宙技術開発及び宇宙利用促進の観点から、我が国が所有すべき打上機のサイズ、ロケット技術等の整理
- ウ. 現状の課題整理及び中長期開発計画の作成

##### b. 市場調査

- ア. ナノ衛星、マイクロ衛星及びミニ衛星によって達成可能なミッションの調査及びこれら衛星の将来需要調査
- イ. 宇宙利用促進の手段としての打ち上げへの要件調査及び新規利用ユーザ獲得のための利用形態（衛星と打ち上げのセット販売等）創出の調査

##### c. 適用航空機

- ア. 民間利用可能な航空機の調査
- イ. 国の資産として保有する航空機の利用可能性の調査
- ウ. 国際協力による航空機利用の可能性踏査
- エ. ロケット搭載航空機の型式証明の取得に必要な手続き等

##### d. 法制度等

- ア. 爆発物の搭載を禁じた航空法第 86 条に対する対応  
(ただし、航空法施行規則 第 194 条 2 項の五 の航空機以外に輸送手段を用いることが不可能又は不適當である場合において、国土交通大臣の承認を受けて輸送することが可能とされている。)
- イ. 民間打ち上げに係わる制度化  
(種子島宇宙センターや内之浦宇宙空間観測所からの打ち上げとは異なる安全基準、第三者賠償責任等)

(2) 空中発射システムの開発要素

a. 開発要素

システムの開発は、商用展開を第一として必要な技術開発を行い、先端技術開発を最優先課題とした研究開発は避け、国の支援を要請するものの民間主導の開発とする。空中発射システムの構築に求められる技術開発項目として、下表に示す(a)空中発射固有技術、(b)空中発射システムのメリットを最大限に引き出す自在性向上のための技術、(c)即応性・利便性向上のための技術、(d)その他のロケットの高機能化に係わる技術があげられる。

空中発射ロケットシステムの技術課題

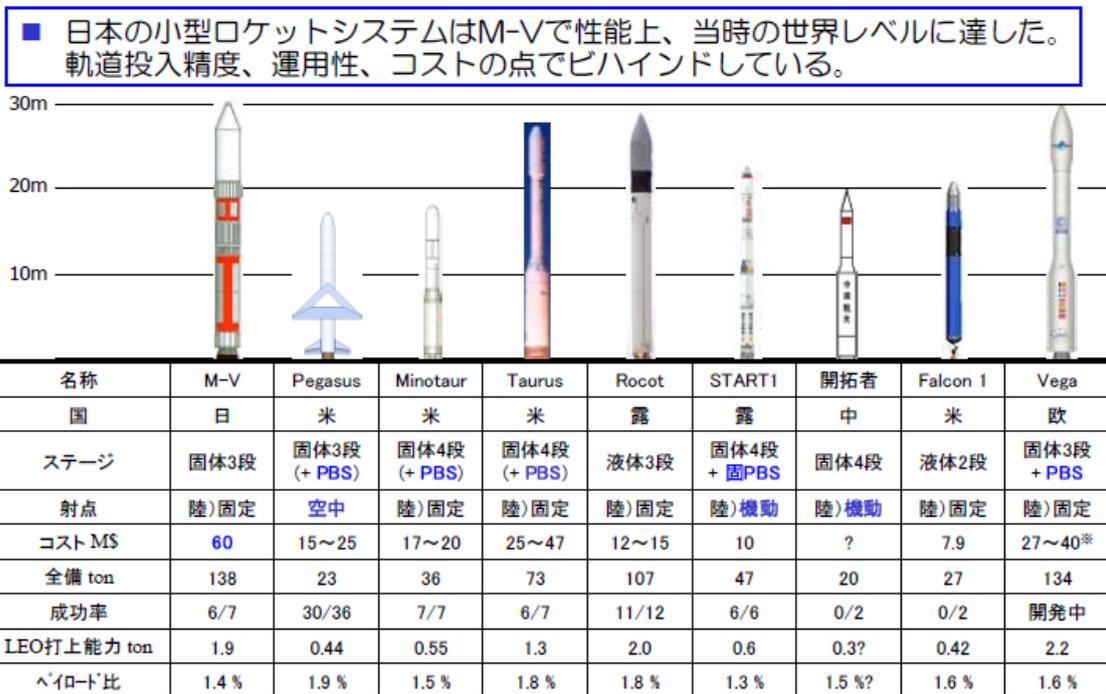
No	種別	項目	内容
1	空中発射固有	母機搭載・投下技術	ロケットの母機への搭載、投下方法等
2		点火姿勢安定化技術	航空機から分離後の1段モータ点火時の姿勢を安定化
3		発射シーケンス技術	空中でのロケット発射シーケンス
4		固体モータ航空機搭載安全技術	固体モータの航空機搭載に対する安全基準策定及び安全技術
5		INS 初期化技術	GPS の位置データに基づき、航空機の飛行中にロケット搭載 INS の初期化技術
6	自在性	ロケット・地上間衛星通信技術	通信衛星を経由したロケットと地上局間の通信信頼性の確保
7		自律型飛行安全技術	GPS によるレンジング、搭載機器の監視情報から、異常判定を行い自律的に飛行を停止
8		INS インフライト誤差補正技術	GPS の位置データに基づき飛翔するロケットに搭載された INS の誤差補正
9	即応性・利便性向上	自動診断技術	電気系の点検の自己診断
10		組立・艀装の簡素化	組立・艀装の容易な機体構成の構築
11		衛星軌道投入高精度化技術	最終段にΔV調整用のポストブーストステージを搭載し、投入軌道精度を向上
12		ミッション解析の即応化対応技術	衛星情報/要求に基づくミッション解析時間短縮のための解析システムの構築
13	その他	民生部品適用によるアビオの小型、低コスト化	民生部品の選定、システムレベルでの評価手法、部品バージョンアップに対応可能なインタフェースの確立
14		低衝撃分離技術	火工品を使わない低衝撃分離
15		フェアリング、段間構造の簡素化	アイソグリッド CFRP 構造を適用した低コスト化
16		ペイロード標準インタフェース	小型衛星の標準インタフェース

空中発射システム構築に不可欠な技術として(a)及び(b)の開発があげられ、コスト低減に是非とも取り組むべき技術として、(c)及び(d)があげられる。特に、これまであま

りロケット開発で注目を集めなかった技術課題に、(d)の民生部品適用によるアビオニクス的小型化、低コスト化がある。これらの技術は、小型衛星打ち上げシステムの性能向上、コスト低減に係わる重要技術であり、将来の小型システム市場での競争力強化に寄与することから、我が国の競争力強化を目指す国の施策の実現につながるものである。

b. 搭載機器の小型軽量化

我が国のロケット技術と諸外国の先端的な小型ロケットに適用されている技術を比較すると、ロケットエンジン技術等は諸外国と比肩するものの、下図に認められるように、ペイロード比率（衛星質量/ロケット全備質量）において諸外国に後れをとっている。これは、我が国のロケット開発が短期間でのシステム開発と開発経費の削減に力点が置かれていたこと、ロケットの開発機会が少ない（H-IIA、M-V ロケットの開発から20年以上が経過）こと等から、基盤技術の開発が不十分となり、設計基準、搭載機器、材料等の世代交代が遅れていることに起因するものと考えられる。搭載機の質量、形状、消費電力は、大型ロケットにおいては大きな問題とはならなかったものと思われるが、小型システムにおいては、非常に大きな課題となり、早急に取り組む課題である。

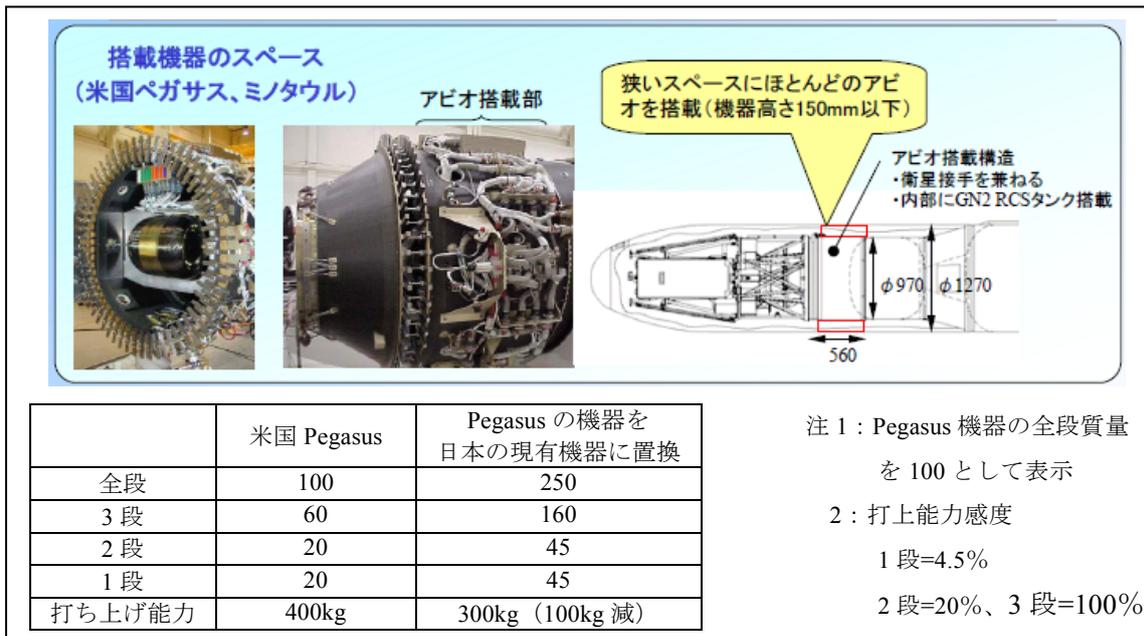


注) \$1 = 120円換算

※ 推定コスト。政策的プライスは20M\$

ペイロード比率の比較

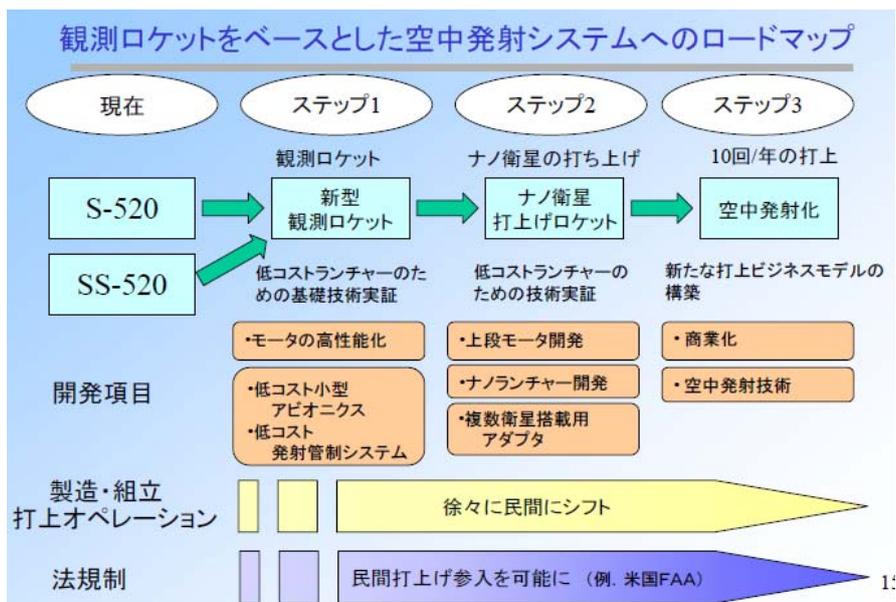
低軌道への打ち上げ能力400kgを有するPegasus XLの搭載電子機器を日本の現有の搭載機器に置き換えた場合、機器質量は2.5倍となり結果として打ち上げ能力は100kg減の300kgとなる。



アビオニクスの質量比比較

(3) 開発計画

固体ロケットを使用した空中発射システムの実現には、既存のロケット技術を使用し短期間で空中発射システムを構築し、順次に(2)a.項の(c)、(d)の技術開発を行い高度化を図っていく方法と、空中発射システム構築に不可欠な (a)、(b)の技術開発と平行して(c)、(d)の要素技術開発を実施し早期に市場競争力を有するシステムを構築する方法が想定される。下図に観測ロケット等による基盤技術の実証を行いつつ空中発射システムを開発する例を示す。



基盤技術実証と空中発射システムの開発

## 参考文献

### 3 調査研究の内容

- 1-1) Responsive Space conference
- 1-2) Space launch
- 1-3) RocketPlane
- 1-4) General Kinetics
- 1-5) CNES
- 1-6) Airworld
- 1-7) Airlaunch System Inc
- 1-8) Myasishchev
- 1-9) Yuzhnoye SDO
- 1-10) INTA
- 1-11) IHI-Aerospace
- 1-12) ISAS
- 1-13) BBC
- 1-14) <http://www.strategycenter.net/>
- 1-15) <http://www.astronautix.com/>
- 1-16) AIAA-RS6-2008-5003
- 1-17) IAC-08
- 1-18) AirLaunch LLC (<http://airlaunchllc.com/>)
- 1-19) SSC08-IX-5
- 1-20) 株式会社アクティブ
- 2-1) Orbital Sciences HP <http://www.orbital.com/>
- 2-2) “Pegasus User’s Guide Release6.0” June 2007
- 2-3) “Responsive Air Launch Using F-15 Global Strike Eagle”, Timothy T. Chen, Preston W. Ferguson, RS4-2006-2001
- 2-4) “Trade Studies for Air Launching a Small Launch Vehicle from a Cargo Aircraft”, Marti Sariul-Klijn, etc., AIAA-2005-0621
- 2-5) “Jane’s ALL THE WORLD’S AIRCRAFT 2003-2004” Paul Jackson MRAeS
- 2-6) 航空自衛隊 HP <http://www.mod.go.jp/asdf/>
- 2-7) 朝雲新聞社 HP <http://www.asagumo-news.com/>
- 2-8) Boeing HP <http://www.boeing.com/>
- 2-9) “航空情報 No.769” 株式会社酣燈社 (2007年10月号)
- 2-10) “航空ジャーナル”1976年5月、1979年3月
- 2-11) ANTONOV ASTC <http://www.antonov.com/index.html>
- 2-12) “An Affordable Micro Satellite Launch Concept in Japan”, Matsuda, S., et al, AIAA/6th Responsive Space Conference, RS6-2008-5004 (2008)
- 2-13) “AN AFFORDABLE SMALL SATELLITE LAUNCHER CONCEPT IN JAPAN”,

- Matsuda, S., et al, 59th International Astronautical Congress Glasgow, IAC-08-B4.5. (2008)
- 2-14) “Surrey University, September 9th 2008 Guest Lecture: Air Launch Solutions for Microsatellites” C. Talbot, C. Bonnal CNES
- 2-15) Rapideye AG HP <http://www.rapideye.de/>
- 2-16) Space Exploration Technologies HP <http://www.spacex.com/>
- 2-17) “Falcon1 Launch Vehicle Payload User's Guide rev7” Space Exploration Technologies (2008)
- 2-18) SJAC 欧米日の打上げオペレーション及び射場環境に関する調査報告 平成 17 年 3 月
- 2-19) NASA wallops
- 2-20) ROCKET SYSTEMS LAUNCH PROGRAM, NASA
- 2-21) NASA
- 2-22) AIAA 3rd Responsive Space Conference 2005
- 2-23) 外務省
- 2-24) Googlemap
- 2-25) Dassault
- 2-26) ISAS HP <http://www.isas.ac.jp/>
- 2-27) M-V ロケット 6 号機 (ASTRO-E II) 実験計画 宇宙航空研究開発機構 平成 17 年 6 月
- 2-28) M-V ロケット 8 号機 (ASTRO-F) 実験計画 宇宙航空研究開発機構 平成 18 年 2 月
- 2-29) M-V ロケット 7 号機 (SOLAR-B) 実験計画 宇宙航空研究開発機構 平成 18 年 7 月
- 2-30) ISAS HP <http://www.isas.ac.jp/>
- 2-31) M-V ロケット 6 号機 (ASTRO-E II) 実験計画 宇宙航空研究開発機構 平成 17 年 6 月
- 2-32) M-V ロケット 8 号機 (ASTRO-F) 実験計画 宇宙航空研究開発機構 平成 18 年 2 月
- 2-33) Boeing, DELTA-IV user's manual
- 2-34) マイクロ衛星打ち上げ用空中発射システムに関する調査研究報告書, 財団法人機械システム振興協会 (2007)
- 2-35) 宇宙利用支援システムに関する調査研究報告書 財団法人機械システム振興協会 (2008)
- 3-1) 日本デジコム HP <http://www.jdc.ne.jp/>
- 3-2) SwiftBroadband Capabilities to Support Aeronautical Safety Service
- 4-1) “自衛隊装備年鑑 2008-2009” 朝雲新聞社 平成 20 年 7 月
- 4-2) Air Launch LLC HP <http://airlaunchllc.com/>
- 4-3) “Flight Testing of a Gravity Air Launch Method to Enable” AIAA Space 2007
- 4-4) “PREDICTION OF STATIC AERODYNAMIC CHARACTERISTICS FOR SPACE-SHUTTLE-LIKE AND OTHER 5-7) BODIES AT ANGLES OF ATTACK FROM 0° TO 180°” NASA TECHNICAL NOTE NASA TN D-6996
- 4-5) “航空宇宙工学便覧増補版” 丸善株式会社 1983

- 5-1) “日本の宇宙開発利用のゆくえー宇宙基本法によりなにが変わるか”青木 節子  
(慶應義塾大学)
- 5-2) 産業構造審議会航空機宇宙産業分科会宇宙産業委員会 宇宙産業化ワーキンググループ中間報告 平成 16 年 8 月
- 5-3) 総合科学技術会議 第 17 回宇宙開発利用専門調査会 (平成 16 年 1 月 16 日)  
資料 17-1
- 4 調査研究の今後の課題及び展開
  - ・ **Orbital Sciences**
  - ・ 小型衛星打ち上げ用 空中発射システムについて：平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム

— 禁無断転載 —

システム技術開発調査研究 20-R-2

「小型衛星打ち上げ用空中発射システムに関する調査研究」報告書

(要旨)

平成21年3月

作成 財団法人機械システム振興協会  
東京都港区三田一丁目4番28号  
TEL 03-3454-1311

委託先 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構  
東京都千代田区神田小川町二丁目12番地  
TEL 03-3294-4834