

システム技術開発調査研究

18-R-3

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

一 要 旨 一

平成 19 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。

URL: <http://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、日本自転車振興会から機械工業振興資金の交付を受けて、機械システムの調査研究等に関する補助事業、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 政策研究院 リサーチフェロー 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「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」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19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、平成18年度事業として、財団法人機械システム振興協会から受託した「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」の実施内容をまとめたものである。

我が国の宇宙開発は、1955年の「ペンシルロケット」の打ち上げから今年で51年、1970年の「おおすみ」の成功から今年で36年が経過した。この間、国の積極的な支援、米国からの技術導入等もあり短期間で最先端技術を獲得するまでに至り、世界の商業市場においては技術的には欧米に比肩する存在となったものの、価格競争力では大きく出遅れている。現在、天気予報、カーナビゲーション、衛星放送等と宇宙は我々の生活にとって切り離せないものになってきている。しかし、使用されている衛星は何れも米国製であり、国家支援の実効的な成果が現れてこない。我が国の宇宙開発の主流は、先端技術開発を目指したもので、これら技術はそのまま商用に利用できるものは少なく、技術の熟成、コスト低減等の産業技術開発のための更なる施策が求められる。また、宇宙開発は膨大な資金投資を要することから、大企業の独占的な産業であるが、宇宙開発の低コスト化を推進し宇宙の敷居を下げることにより、中小企業、ベンチャ企業の参入を促し、我が国宇宙産業のプレーヤ拡大を図る必要がある。これらの施策が、宇宙利用の促進による市場の拡大及び新規市場の創成につながり、我が国の宇宙産業界の活性化に寄与するものと期待される。

世界的に宇宙の高コスト化体質が指摘され、1980年代からミッション当たりのコスト低減を狙い、複数ミッションを大型衛星に搭載し大型ロケットで打ち上げる大型化の傾向を辿ってきた。このため、1機当たりのコスト増を招き、これまで以上に信頼性、品質管理が厳しくなり更なるコスト増を招くという悪循環を繰り返してきた。また一時期、ロケット及び衛星の不具合が続き、大型衛星による複数ミッションの全損を招く事態が発生した。これらを契機として、プロジェクトコストの低減及びリスク分散の観点から、個別のミッションに対応した小型衛星が見直されつつある。昨今、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極化に進むと言われている。米国、欧州、中国、韓国では、200kg以下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るとして、国家機関及び民間機関におい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、マイクロ衛星の利用産業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生が期待できるとして、平成17年度よりマイクロ衛星に係わる利用ニーズ及び技術調査を開始した。この結果、小型衛星の普及には、機動的な低コスト打ち上げ機会の提供が求められている。

世界の打ち上げ市場を見ると、1トン以下の衛星を単独で打ち上げるロケットは少なく、小型衛星打ち上げは他の衛星との相乗り（マイクロ衛星にあつては、ピギーバック）打ち上げに頼らざるを得ず、打上機会及び打上時期が極端に制限されている。特にピギーバック打ち上げにおいては、打上時期及び打ち上げ軌道の自由度が全くなく、衛星も学術目的

に限定されており、商用目的の衛星には門戸が開放されていないのが実情である。諸外国においては、次世代の低コストで相応性の高い打ち上げ手段の実現を目指した開発、検討が進められており、小型衛星対応として低コスト化を追求した空中発射システムに係わる多くの研究が進められている。また、空中発射システムは、将来の再利用システムに係わる技術開発のための1ステップとしても位置付けられている。

我が国の衛星打ち上げは、大型衛星の打ち上げ能力を持つ H-IIA ロケットしかなく、開発中の GX ロケット及び計画中的新固体ロケットも打ち上げ能力としては1トン以上を有するものであり、諸外国で検討されている小型衛星の普及に必要な小型ロケットの検討は成されていない。我が国の衛星打ち上げ用のロケットの開発、製造及び打ち上げは、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）がロケットの先端技術開発を目的として進めてきたもので、打ち上げ商業市場への投入を目的としてリカリングコストの低減を目指して開発されたものではない。2006年6月の総合科学技術会議において、JAXA での開発終了後に民間移転し宇宙活動の活性化を図ることとなったものの、打ち上げは民間から JAXA に委託し種子島宇宙センタから打ち上げるものである。

日本の衛星打ち上げ射場としては、JAXA の種子島宇宙センタ及び内之浦宇宙空間観測所の2ヶ所があるが、日本の特異な状況である漁業対策のために打上期間は漁期を避けた年間190日間に限定されていることから、商業打ち上げにとっては大きなマイナスになる。

本調査研究は、小型衛星の普及啓発に有効な打ち上げ手段として、即応性が高く低コストな空中発射システムの実現性について調査を行うものである。

ロケットシステムとしては、打ち上げ整備が簡単であることから即応性に有効であり、開発、製造、運用において低コスト化に有効な固体ロケットシステムをベースとする。

平成19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                       | ページ |
| 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                  | 6   |
| 3-1 低コスト打上げシステムの事例調査・分析    | 7   |
| 3-1.1 各種打上げシステム調査          | 7   |
| 3-1.1.1 地上発射               | 7   |
| 3-1.1.2 空中発射               | 8   |
| 3-1.1.3 海上発射               | 8   |
| 3-1.1.4 その他                | 9   |
| 3-1.2 打上システムのトレードオフ        | 14  |
| 3-1.3 諸外国における空中発射システムの位置付け | 16  |
| 3-1.4 諸外国の空中発射システム検討動向     | 17  |
| 3-1.4.1 米国                 | 17  |
| 3-1.4.2 ロシア・ウクライナ・カザフスタン   | 18  |
| 3-1.4.3 イスラエル              | 19  |
| 3-1.4.4 フランス               | 20  |
| 3-1.4.5 スペイン               | 20  |
| 3-1.4.6 中国                 | 20  |
| 3-1.4.7 総括                 | 21  |
| 3-1.5 空中発射システムに係わる法規制等     | 21  |
| 3-1.5.1 宇宙法の調査及び対応         | 22  |
| 3-1.5.2 国内法の調査及び対応         | 24  |
| 3-1.5.3 打上げ安全              | 25  |
| 3-2 空中発射システムの構想検討          | 26  |
| 3-2.1 ミッションシナリオの検討         | 26  |
| 3-2.2 主要構成システムの検討          | 30  |
| 3-3 ロケットシステム構想検討           | 34  |
| 3-3.1 ロケットシステム構想           | 34  |
| 3-3.2 ロケットシステム低コスト化の課題整理   | 38  |
| 3-3.2.1 ペガサスロケット           | 38  |
| 3-3.2.2 Chimeraロケット        | 40  |
| 3-3.2.3 技術課題とコスト低減         | 43  |
| 3-4 支援システム構想検討             | 45  |
| 3-4.1 空港                   | 45  |
| 3-4.1.1 大樹町多目的航空公園         | 45  |
| 3-4.1.2 下地島空港              | 46  |

|                                          |    |
|------------------------------------------|----|
| 3-4.2 航空機.....                           | 48 |
| 3-4.3 母機搭載方式.....                        | 50 |
| 3-4.3.1 発射母機の種類.....                     | 50 |
| 3-4.3.2 母機搭載方式.....                      | 50 |
| 3-4.3.3 ロケットの発射母機搭載構想.....               | 50 |
| 3-4.4 組立整備、発射管制、追跡管制に関する運用構想.....        | 52 |
| 3-4.4.1 整備・運用構想.....                     | 52 |
| 3-4.4.2 運用における機能配分.....                  | 54 |
| 3-4.5 発射管制、追跡管制システムの構想.....              | 56 |
| 3-4.5.1 発射用航空機搭載システム.....                | 56 |
| 3-4.5.2 発射管制システム.....                    | 57 |
| 3-4.5.3 ロケット追跡システム調査.....                | 58 |
| 3-4.5.4 追跡管制システム開発構想.....                | 60 |
| 3-5 ミッション解析.....                         | 63 |
| 3-5.1 全備50トン級ロケット.....                   | 63 |
| 3-5.2 全備9トン級ロケット.....                    | 66 |
| 3-5.3 9トン級ロケットによる陸上／洋上発射の場合の打ち上げ能力 ..... | 70 |
| 3-5.4 ミッション解析結果まとめ.....                  | 70 |
| 4 調査研究の今後の課題及び展開.....                    | 72 |
| 参考文献.....                                | 74 |

## 1 調査研究の目的

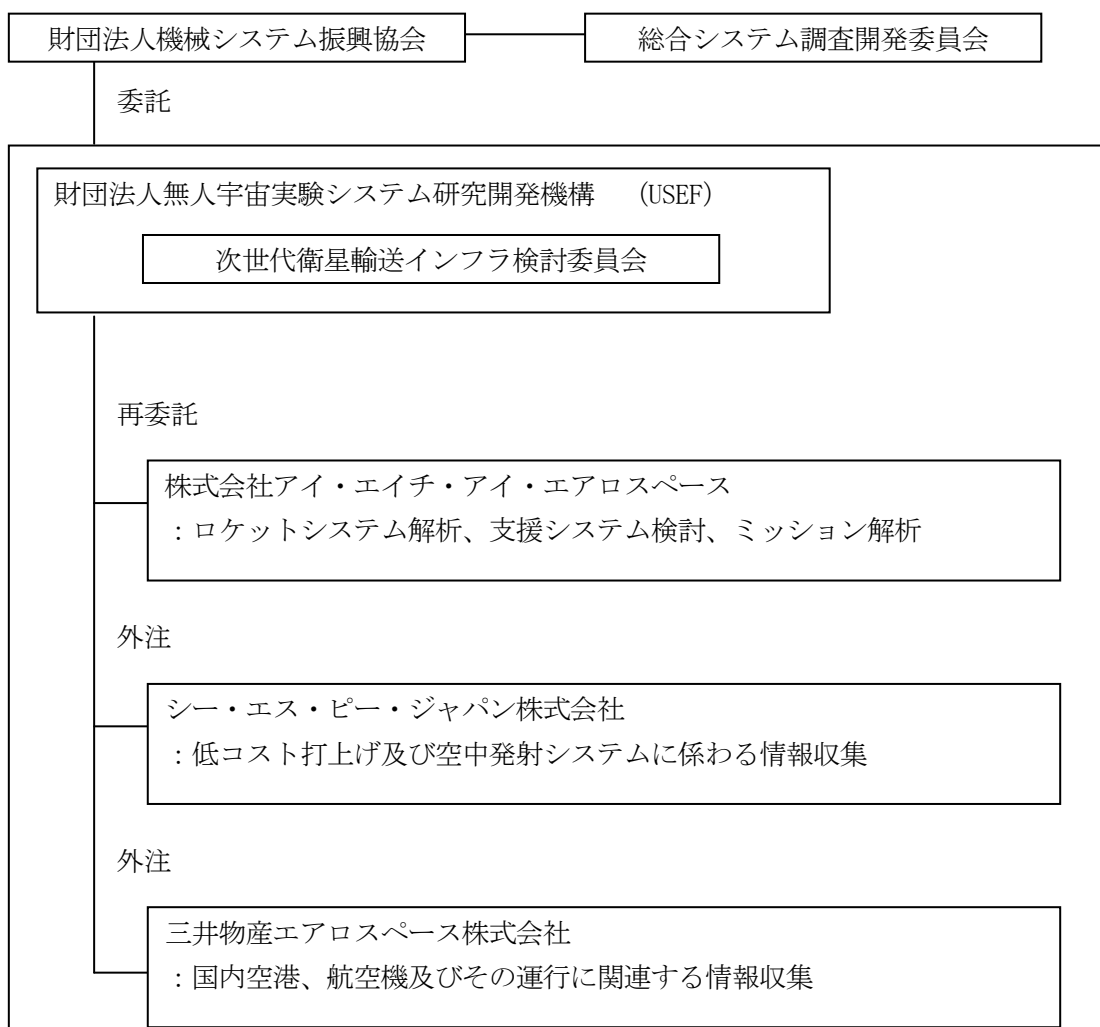
宇宙開発技術及び民生部品の宇宙転用技術の進展に伴い、衛星の小型低コスト化が可能となったことから、今後の衛星市場は大型、小型の2極化に進むと言われ、小型衛星による新規市場の創出が期待されている。欧米では、200kg以下のマイクロ衛星に着目し、災害監視、安全保障、ミッション実証、ベンチャ企業によるアイデア実証、技術者育成、教育等への利用促進が図れるとして、積極的なマイクロ衛星技術の開発が進められている。経済産業省、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構においても、マイクロ衛星の利用産業は初期投資が少ないことから事業リスクが小さく、新規企業の宇宙への参入、新規宇宙利用産業の創生が期待できるとして、平成17年度よりマイクロ衛星の利用ニーズ調査を開始した。

しかし、これら低コストマイクロ衛星の利用促進を図るためには、低コストでかつ機動的な打ち上げ機会の確保が必須であることから、低コスト小型打ち上げ手段の実現が望まれている。低コスト実現の最も有効な手段として、諸外国では主として航空機を使用した空中発射システムの検討が進められている。空中発射システムは、打ち上げ射場が不要なこと、衛星の軌道に適した場所からのロケット発射が可能なこと等から、機動的な低コスト実現手段として、本格的な検討が進められるようになった。

本調査研究では、マイクロ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、空中発射システムに係わる法規制、技術課題等について検討を行う。

## 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、検討結果を元に、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、システム要求、構想検討の妥当性審査を実施する。
- ・再委託先の株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペースはロケットシステム解析、支援システム検討、ミッション解析を実施する。
- ・外注先として、シー・エス・ピー・ジャパン株式会社は低コスト打上げ及び空中発射システムに係わる情報収集を、三井物産エアロスペース株式会社は国内空港、航空機及びその運行に関連する情報収集を実施する。

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 政策研究院  
リサーチフェロー

藤 正 巖

委 員 埼玉大学  
地域共同研究センター  
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  
副研究部門長

金 丸 正 剛

委 員 独立行政法人産業技術総合研究所  
産学官連携部門  
コーディネータ

志 村 洋 文

委 員 東北大学  
未来科学技術共同研究センター  
センター長

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  
助教授

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<br>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<br>宇宙科学研究本部宇宙航行システム研究系助教授 |
| 委 員   | 景山 正美  | 防衛省 技術研究本部 航空装備研究所<br>システム研究部長             |
| 委 員   | 徳留 真一郎 | 独立行政法人宇宙航空研究開発機構<br>宇宙科学研究本部助手             |
| オブザーバ | 宇賀山 在  | 経済産業省製造産業局宇宙産業室<br>宇宙開発係長                  |
| 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 | 金岡 充晃  | シー・エス・ピー・ジャパン株式会社                          |
| オブザーバ | 松本 加奈  | 三井物産エアロスペース株式会社                            |
| 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                       |

### 3 調査研究の内容

調査研究の内容は、以下の5項目について行った。項目毎にまとめている。

#### (1) 低コスト打上げシステムの事例調査・分析

空中発射システムの他、陸上、海上からの発射システムについての事例調査も実施し、技術、コスト面からのトレードオフを実施し、空中発射システムのコスト低減等に係わる有効性を確認した。

#### (2) 空中発射システムの構想検討

空中発射システムのシステム構想検討を実施し、打ち上げサービス提供のための必要な航空機、ロケットシステム、航空機へのロケット搭載、発射管制、追跡管制等の構成要素の洗い出しを行った。

#### (3) ロケットシステム構想検討

開発、リカリングの低コスト化を実現するために、既存技術の利用、民生部品等の適用、低コスト化のための技術開発等の他、ロケットの整備、打ち上げ、発射管制及び追跡管制作業のコスト低減を可能とするロケットシステムの構想検討を行った。

#### (4) 支援システム構想検討

発射管制システム、追跡管制システム等に係わる構想検討を行った。検討は JAXA の既存システムの活用、海外を含めた商業利用が可能なシステム、新規開発についても検討を行った。

#### (5) ミッション解析

国内外の利用可能な航空機を利用した空中発射システムのミッション解析を実施し、陸上発射に対する有効性を検討した。

### 3-1 低コスト打上げシステムの事例調査・分析

#### 3-1.1 各種打上げシステム調査

打ち上げロケットには軍事等の目的に運用されているものと、商業打ち上げのために運用されているものがある。ここでは、H-IIA ロケットの他、既に商業打ち上げ展開している代表的な打ち上げシステムについて調査を行った。

##### 3-1.1.1 地上発射

###### (1) H-IIA (表 1.1.1-1)

我が国の基幹ロケットとして位置付けられ、宇宙開発事業団（当時）が開発し、2007 年度より民間移転する大型衛星の打ち上げロケットである。ピギーバック打ち上げを標準的に整備することで、計画中である。

###### (2) Ariane 5 (表 1.1.1-2)

欧州の Ariane Space 社が運用するロケットで、南アメリカのギアナ宇宙センターから打ち上げられている。Ariane Space 社は、欧州 12 カ国の 53 社が出資して 1980 年 3 月 26 日に設立された。企業の国籍別の出資比率は、フランス 57%、ドイツ 19%、イタリア 7%、ベルギー 4%などとなっており、本社は出資比率が最大のフランス、パリにおかれている。

###### (3) Soyuz (表 1.1.1-3)

Soyuz ロケットは旧ソビエト連邦が開発した弾道ミサイルをベースとして開発されたロケットで、ベースとなる弾道ミサイル (R-7、R-7a) は、世界初の人工衛星「スプートニク」、世界初の有人飛行を行ったボストークを打ち上げている。これまでに 1,700 機以上の打ち上げ実績を有している。商用打ち上げとして、1996 年に仏露の合弁会社として STARSEM (パリ) が設立され、カザフスタンのバイコヌール基地から打ち上げが行われている。現在、STARSEM 社は欧州の Ariane Space 社の傘下であり、2008 年からは Ariane 5 と同様にギアナ宇宙センターから打ち上げられる。

###### (4) ROCKOT (表 1.1.1-4)

ROCKOT は、旧ソビエト連邦の大陸間弾道ミサイル (ICBM) の SS-19 を転用した衛星打ち上げロケットで、SS-19 を含めて 140 機以上の打ち上げ実績を有している。1995 年に独露合弁会社として商業打ち上げ会社 EUROCKOT (独：ブレーメン) を設立した。

###### (5) Dnepr (表 1.1.1-5)

Dnepr は、旧ソビエト連邦の ICBM の SS-18 を転用した衛星打上げロケットで、SS18 を含めて約 160 機の打ち上げ実績を有している。ロシアの宇宙局とウクライナの国家宇宙局によってコスモトラス社が 1997 年に設立され、商業打ち上げを開始した。

(6) Minotaur I (表 1.1.1-6)

Minotaur I は米国のオービタルサイエンス社が運用する 4 段式の固体ロケットで、ICBM の Minuteman 2 をベースに空中発射の Pegasus の 2 段と 3 段を組み合わせた小型衛星打ち上げロケットである。2000 年 1 月から運用を開始し、昨年 12 月までに 6 機の打ち上げ実績 (6/6 成功) を有する。

(7) Falcon 1 (表 1.1.1-7)

Falcon 1 は SpaceX が商業打ち上げを目的として開発した 2 段式のロケットで、1 段ステージがパラシュートにより回収される一部再利用ロケットである。2006 年 3 月に初飛行を行ったが、1 段ステージの燃料漏れによる火災が発生し打ち上げは失敗に終わっている。Falcon 1 は商業打ち上げのためにコスト低減を目的として開発されたロケットで、打上費は約 6.7M\$ とされている。

3-1.1.2 空中発射

空中発射システムは、航空機に搭載したロケットを高々度で航空機から分離し、ロケットの打ち上げを行うもので、大規模な射場が不要なこと、航空機により高々度で打ち上げることにによりロケットを小型にできること等から、低コスト化が図れるシステムとされている。

「Pegasus XL」 (表 1.1.2-1)

Pegasus は商業打ち上げを展開している唯一のロケットで、NASA の B-52 航空機を使用した 1990 年の初飛行から約 40 機の打ち上げ実績を有しており、現在、Pegasus-XL は母機として L1011 に搭載し、滑走路、ロケット支援施設を有する 7 施設 (ケネディ宇宙センタ：フロリダ、バンデンバーグ空軍基地：カリフォルニア、ドライデンフライトリサーチセンタ：カリフォルニア、ワーロップ飛行施設：バージニア、Kwajalein レンジ：太平洋、カナリア諸島：大西洋、アルカンタラ：ブラジル) を利用して、米国のオービタルサイエンス社が運用している。

Pegasus-XL を搭載した母機 (L1011) は、空港を離陸し予定した打ち上げ海域において、高度約 11.9km、速度マッハ 0.8 でロケットを分離する。分離されたロケットは、母機との安全確保のために 5 秒間自由落下した後点火される。ロケットは点火後即座にズームアップマヌーバを開始する。Pegasus-XL の飛行シーケンスを図 1.1.2-1 に示す。

3-1.1.3 海上発射

海上発射は、浮上式のプラットフォームからロケットを打ち上げるもので、衛星の打上げ軌道に有利な打ち上げ場所で打ち上げることができ、また安全な海上で打ち上げることから、地上インフラを最小限にすることができる。

現在、商用打ち上げを展開している海上発射ロケットとして、米国の Sea Launch 社が運用する Sea Launch が挙げられる。

「Sea Launch」

Sea Launch 社は、米国、ロシア、ウクライナ、ノルウェーの出資で 1995 年に設立された。Sea Launch (図 1.1.3-1) は、ロケットとして ZENIT-3SL (表 1.1.3-1) を使用し、衛星整備の

ための Payload Processing Facility と、組み立て/司令船（ACS：図 1.1.3-2）及び打ち上げのためのプラットフォーム（図 1.1.3-3）を有している。

#### 3-1.1.4 その他

衛星打ち上げロケットシステムとして、船舶から引き出し海上に浮遊させたサイロから打ち出すもの、潜水艦から打ち出すものなどがある。過去に商業打ち上げを行ったものとして、ロシアの SLBM がある。

「SLBM」（表 1.1.4-1）

ロシア海軍では、原子力潜水艦（DELTA-Ⅲ級：図 1.1.4-1）から海中発射型弾道ミサイル（RSM-50）をベースに開発し、回収機能を備えた小型衛星打ち上げ用ロケット Volna を使用し地球周回低軌道への商用衛星打ちあげを 1998 年から実施し、再突入実験、科学実験衛星等の打ち上げが行われている。これまでの全ての打ち上げは、バレンツ海で行われている。

表 1.1.1-1 H-IIA 諸元

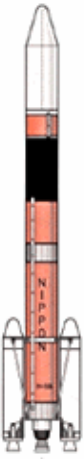
|                                                                                    |                                                                |                                                                     |
|------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|
|  | 形状：φ 4m×L 52.5m<br>打上げ時重量：285 トン<br>GT0：4.15 トン、SS0：3.6～4.4 トン |                                                                     |
|                                                                                    | 2 段ステージ<br>φ 4m×L 9.2m                                         | ドライ重量：3.3 トン<br>推薬：16.7 トン、LOX+LH <sub>2</sub><br>推力：137kN (Vacuum) |
|                                                                                    | 1 段ステージ<br>φ 4m×L 37.2m                                        | ドライ重量：14 トン<br>推薬：100 トン、LOX+LH <sub>2</sub><br>推力：1098kN (Vacuum)  |
|                                                                                    | 固体ブースタ<br>φ 2.5m×L 15.2m                                       | 重量：75 トン/ SRB-A<br>推薬：65 トン/SRB-A<br>推力：2,250kN (SL)/SRB-A          |
|                                                                                    | 射場                                                             | 種子島宇宙センター                                                           |
|                                                                                    | ピギーバック                                                         | 50kg のピギーバックの標準装備を計画                                                |

表 1.1.1-2 Ariane 5 諸元

|                                                                                   |                                                                  |                                                                                                 |
|-----------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | 形状：φ 5.4m×L 46～52m<br>打上げ時重量：746 トン<br>GT0：6 トン、SS0：9.5 トン       |                                                                                                 |
|                                                                                   | 2 段ステージ<br>φ 5.4m×L 4.7m                                         | ドライ重量：4,540kg<br>推薬：14.9 トン、LOX+LH <sub>2</sub><br>推力：64.8kN                                    |
|                                                                                   | 1 段ステージ<br>φ 5.4m×L 23.8m                                        | ドライ重量：14,700kg<br>推薬：170 トン、LOX+LH <sub>2</sub><br>推力：960kN(SL)、1,350kN (Vacuum)                |
|                                                                                   | 固体ブースタ<br>φ 3.05m×L 31.6m                                        | 推薬：240 トン/SRB<br>推力：5,000kN(SL)                                                                 |
|                                                                                   | 射場                                                               | ギアナ宇宙センター                                                                                       |
|                                                                                   | ピギーバック<br>( ASAP : Ariane<br>Structure for<br>Auxiliary Payload) | ピギーバック打上げを標準的に装備<br>唯一ユーザーズマニュアルを整備<br>120kg 衛星×8 機、300kg 衛星×4 機<br>(or 300kg×2 機+120kg 衛星 6 機) |

表 1.1.1-3 Soyuz 諸元

|                                                                                     |                                                               |                                                                           |
|-------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|
|  | 形状：φ 2.68m×L 46.1m<br>打上げ時重量：305 トン、GT0：4.9～5.5 トン、SS0：9.5 トン |                                                                           |
|                                                                                     | 4 段ステージ<br>φ 3.3m×L 1.5m                                      | ドライ重量：6,535kg<br>推薬：5,350kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub><br>推力：78kN |
|                                                                                     | 3 段ステージ<br>φ 2.66m×L 6.7m                                     | ドライ重量：23,755kg<br>推薬：21.4 トン、LOX+Kerosene<br>推力：298kN                     |
|                                                                                     | 2 段ステージ<br>φ 2.15～2.95m×L 28m                                 | ドライ重量：101,925kg<br>推薬：95,400kg、LOX+Kerosene<br>推力：977kN                   |
|                                                                                     | 1 段ステージ<br>φ 2.68m×L 19.8m                                    | 構造重量：42,984kg×4 基<br>推薬：39,200kg×4 基、LOX×Kerosene<br>推力：813kN×4 基         |
|                                                                                     | 射場                                                            | バイコヌール (2008 年～ギアナ宇宙センター)                                                 |
|                                                                                     | ピギーバック                                                        | 大学等の超小型衛星打上げに協力                                                           |

表 1.1.1-4 ROCKOT 諸元

|                                                                                   |                                                               |                                                                                                     |
|-----------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | 形状：φ 2.5m×L 29.15m<br>打上げ時重量：107 トン<br>LEO：1,950kg、SSO：1000kg |                                                                                                     |
|                                                                                   | 3 段ステージ<br>φ 2.5×1.3m                                         | ドライ重量：1,600kg<br>推薬：4,965kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> 、推力：20kN                             |
|                                                                                   | 2 段ステージ<br>φ 2.5m×6.1m                                        | ドライ重量：1,485kg<br>推薬：10,710kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub><br>推力：240kN (Vacuum)                |
|                                                                                   | 1 段ステージ<br>φ 2.5m×17.2m                                       | ドライ重量：5,695kg<br>推薬：71,455kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub><br>推力：1,870kN (SL)、2,070kN (Vacuum) |
|                                                                                   | 射場                                                            | ロシア プレセツク基地                                                                                         |
|                                                                                   | ピギーバック                                                        | 大学等の超小型衛星の打ち上げに協力                                                                                   |

表 1.1.1-5 Dnepr 諸元

|                                                                                    |                                                          |                                                                                          |
|------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | 形状：φ 3m×L 34.3m<br>打上げ時重量：211 トン、LEO：4,500kg、SSO：2,300kg |                                                                                          |
|                                                                                    | 3 段ステージ<br>φ 3m                                          | ドライ重量：2,456kg<br>推薬：1,910kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub><br>推力：18.6kN              |
|                                                                                    | 2 段ステージ<br>φ 3m                                          | ドライ重量：4,374kg<br>推薬：36,740kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub><br>推力：755kN (Vacuum)     |
|                                                                                    | 1 段ステージ<br>φ 3m                                          | ドライ重量：11,620kg<br>推薬：147,900kg、UDMH+N <sub>2</sub> O <sub>4</sub><br>推力：4,520kN (Vacuum) |
|                                                                                    | 射場                                                       | カザフスタン バイコヌール基地                                                                          |
|                                                                                    | ピギーバック                                                   | 大学等の超小型衛星の打ち上げに協力                                                                        |

表 1.1.1-6 Minotaur I 諸元

|                                                                                     |                                                                     |                                               |
|-------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------|
|  | 形状：φ 1.7m×L 19.2m<br>打上げ時重量：36.2 トン<br>全段固体ロケット、LEO：640kg、SSO：335kg |                                               |
|                                                                                     | 4 段ステージ<br>φ 1.3 m                                                  | イナート重量：126kg<br>推薬重量：770kg<br>最大推力：35kN       |
|                                                                                     | 3 段ステージ<br>φ 1.3 m                                                  | イナート重量：1,369kg<br>推薬重量：15,014kg<br>最大推力：118kN |
|                                                                                     | 2 段ステージ<br>φ 1.3m                                                   | 推力：268kN (Vacuum)                             |
|                                                                                     | 1 段ステージ<br>φ 1.7m                                                   | 推力：935kN                                      |
|                                                                                     | 射場                                                                  | Eastern and Western Range                     |

表 1.1.1-7 Falcon 1 諸元

|                                                                                   |                                                            |                                              |
|-----------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|----------------------------------------------|
|  | 形状：φ 1.7m×L 21.3m<br>打上げ時重量：38.5 トン<br>LEO：670kg、SSO：430kg |                                              |
|                                                                                   | 2 段ステージ<br>φ 1.7m                                          | 推薬：RP-1/LOX<br>推力：31kN (Vacuum)              |
|                                                                                   | 1 段ステージ<br>φ 1.7m                                          | 再利用<br>(パラシュート回収)<br>推薬：RP-1/LOX<br>推力：343kN |
|                                                                                   | 射場                                                         | Omelek、バンデンバーグ、ケープカナベラル                      |

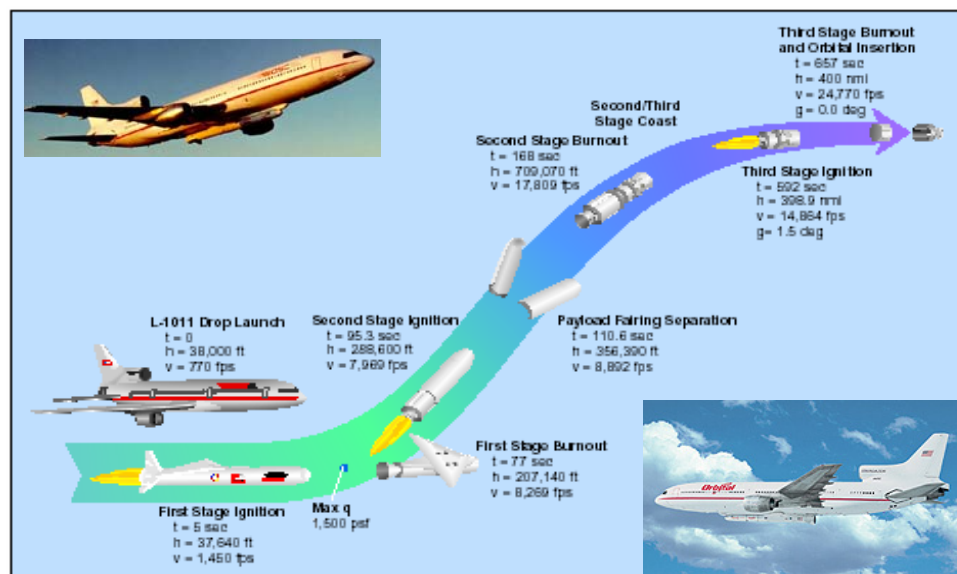
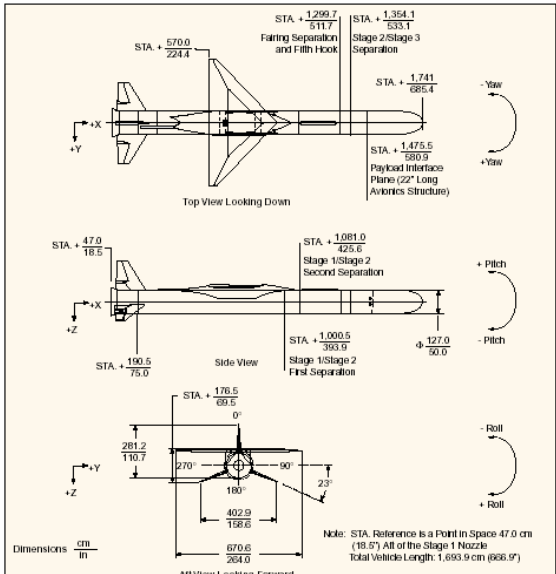


図 1.1.2-1 Pegasus 飛行シーケンス (高度 400nmi 円軌道打ち上げ)

表 1.1.2-1 Pegasus XL 諸元

|                                                                                     |                                                                                  |                                                        |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|
|  |                                                                                  | 形状：φ 1.27m×L 16.9m<br>翼幅：6.7m、重量：23,130kg<br>LEO：450kg |
| 3 段<br>ステージ                                                                         | φ 0.97 m×1.34m<br>イナート重量：126kg<br>推薬重量：770kg<br>最大推力：36kN (Vacuum)               |                                                        |
| 2 段<br>ステージ                                                                         | φ 1.28 m×10.27m<br>イナート重量：1,369kg<br>推薬重量：15,014kg<br>最大推力：726kN (Vacuum)        |                                                        |
| 1 段<br>ステージ                                                                         | φ 1.28 m×1.34m<br>翼幅：6.7m<br>イナート重量：416kg<br>推薬重量：3,925kg<br>最大推力：196kN (Vacuum) |                                                        |

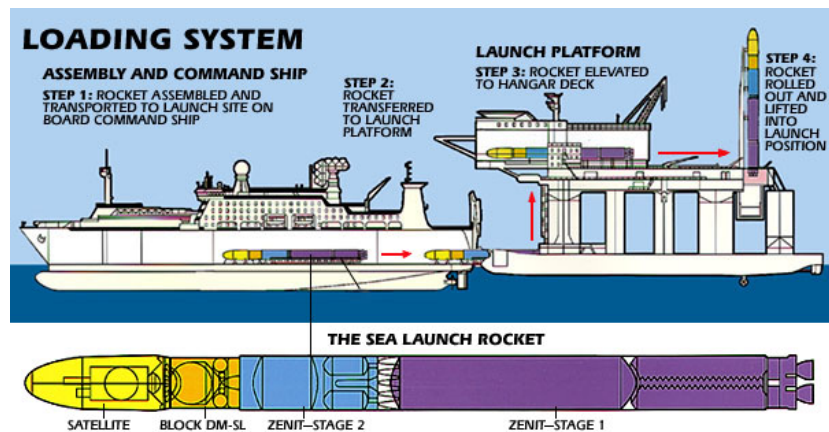


図 1. 1. 3-1 Sea Launch の構成



図 1. 1. 3-2 組み立て/司令船 (ACS)



図 1. 1. 3-3 プラットフォーム

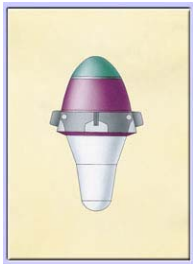
表 1. 1. 3-1 ZENIT-3SL 諸元

|  |                                                                             |                                                |
|--|-----------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------|
|  | 形状：φ 3.9m×L 59.6m<br>打上げ時重量：462.2 トン<br>LEO：6,100kg、GT0：5,250kg、GE0：1,840kg |                                                |
|  | 3 段ステージ                                                                     | φ 3.7×4.9m<br>推進薬：RP-1/LOX<br>推力：84.9kN        |
|  | 2 段ステージ                                                                     | φ 3.9m×10.4m<br>推進薬：kg、RP-1/LOX<br>推力：912kN    |
|  | 1 段ステージ                                                                     | φ 23.9m×32.9m<br>推進薬：kg、RP-1/LOX<br>推力：8,180kN |
|  | 射点                                                                          | 大西洋                                            |



図 1.1.4-1 原子力潜水艦からのロケット発射

表 1.1.4-1 VOLNA 諸元

|                                                                                                                                                                        |                                                                                                                                                                                                                                                                                             |       |  |       |       |       |       |      |      |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|--|-------|-------|-------|-------|------|------|
|   | <div>形状：φ 1.8m×L 14.2m</div> <div>打上げ時重量：35.4 トン</div> <div>ペイロード容積：1.3 m<sup>3</sup></div> <div>回収システム重量：720kg 以上</div> <div>実験機器重量 400kg 以上</div> <div>打上げ能力：高度</div> <table><tr><td>400km</td><td>600km</td><td>800km</td></tr><tr><td>100kg</td><td>80kg</td><td>60kg</td></tr></table> |       |  | 400km | 600km | 800km | 100kg | 80kg | 60kg |
| 400km                                                                                                                                                                  | 600km                                                                                                                                                                                                                                                                                       | 800km |  |       |       |       |       |      |      |
| 100kg                                                                                                                                                                  | 80kg                                                                                                                                                                                                                                                                                        | 60kg  |  |       |       |       |       |      |      |
| ステージ                                                                                                                                                                   | 3 段式                                                                                                                                                                                                                                                                                        |       |  |       |       |       |       |      |      |
| 燃料                                                                                                                                                                     | <div>φ 3.9m×10.4m</div> <div>推薬：UDMH+N<sub>2</sub>O<sub>4</sub></div> <div>推力：912kN</div>                                                                                                                                                                                                   |       |  |       |       |       |       |      |      |
| 射点                                                                                                                                                                     | バレンツ海                                                                                                                                                                                                                                                                                       |       |  |       |       |       |       |      |      |

### 3-1.2 打上システムのトレードオフ

小型衛星の商業打上げを実施するための有効な手段の検討として、地上発射システム、海上発射システム及び空中発射システムについて、射場関連施設/設備、打上能力、安全性、打上環境、打上時期の自在性を評価し、空中発射システムの妥当性を確認した。検討結果を、表 1.2-1 に示す。

#### (1) インフラの整備

ロケットの打上げに当たっては、衛星整備、ロケット整備、ロケット打上げ射点等の施設及び設備を有する射場が必要となる。我が国の射場は諸外国と比較し狭いと言われるものの、必要な施設の建設、安全のための保安距離等の確保等から、約 860 万平方メートルの種子島宇宙センタ、約 70 万平方メートルの内之浦宇宙空間観測所と広大な土地収容を必要とする。また、その維持のための経費も発生する。

## (2) 打上げ能力

空中発射システムは、陸上発射システム及び海上発射システムと比較し、高度 10km 以上の高空から打ち上げるため、重力損失、空気抵抗損失及び推力損失の低減が図れる。

また海上発射システム及び空中発射システム、衛星の打ち上げ軌道に適した打上場所を広範な公海上に設定できることから、打上後の飛行経路の制御を最小限にでき、制御損失を低減することができる。

## (3) 安全

打ち上げ時の安全確保は、ロケット及び衛星の整備等の準備作業に適用される地上安全、打上げ作業に適用される飛行安全に区分される。このうちロケット飛行中の落下物、不具合発生 of 破壊等に対する周辺地域及び飛行経路直下の安全確保については、公海上の安全な区域で打上げられる海上発射及び空中発射は、陸上発射に比較し安全確保が容易となる。

## (4) 打上げ環境

ロケットが衛星に与える振動環境は、ロケットの燃焼による振動、飛行中の動圧等がある。一般に固体ロケットの振動のピークは、リフトオフ時に発生し、ロケットのプルームの反射に起因するものが大きいとされている。空中発射においては、この反射による影響が無いことから振動環境の改善が期待される。

## (5) 打上げ時期の自在性

日本の射場からの打上げは、ロケットからの落下物（ロケットのステージ、フェアリング）が有数の漁場に落下することから、年間の打上時期及び期間が原則として制約され、また必要な漁業保証金が支払われている。公海上の任意の場所から打ち上げる海上発射及び空中発射においては、打上げ時期及び保証金等の制約もない自在性の高い打ち上げ方式である。

表 1.2-1 打上げシステムのトレードオフ

| 項 目           | 陸上発射システム                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | 海上発射システム                                                                                                                                                                                                                                                                                              | 空中発射システム                                                                                                                                                                                                                                                                                                |
|---------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 射場関連施設<br>/設備 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ロケット保管、整備用施設</li> <li>・衛星の保管、整備用施設</li> <li>・ランチャーパッドの整備</li> <li>・事故発生時の安全確保</li> </ul> Ex. 固体推進 10ton の保安距離 <ul style="list-style-type: none"> <li>- 整備段階：半径約 85m</li> <li>- 打上げ時：半径約 810m</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>・管制施設の整備</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ロケット保管、整備用施設</li> <li>・衛星の保管、整備用施設</li> <li>・海上浮遊ドック等の専有</li> <li>・事故発生時の安全確保</li> </ul> Ex. 固体推進 10ton の保安距離 <ul style="list-style-type: none"> <li>- 整備段階：半径約 85m</li> <li>- 打上げ時：公海上</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>・管制施設の整備</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ロケット保管、整備用施設</li> <li>・衛星の保管、整備用施設</li> <li>・航空機及び空港の借用</li> <li>・事故発生時の安全確保</li> </ul> Ex. 固体推進 10ton の保安距離 <ul style="list-style-type: none"> <li>- 整備段階：半径約 85m</li> <li>- 打上げ時：公海上の高空</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>・管制施設の整備</li> </ul> |
| 打上げ能力         | 種子島 or 内之浦から打上げ<br>速度損失 <ul style="list-style-type: none"> <li>・重力損失：大</li> <li>・空気抵抗損失：大</li> <li>・制御損失：大</li> <li>・大気圧による推力損失：大</li> </ul>                                                                                                                                                               | 公海上から打上げ<br>速度損失 <ul style="list-style-type: none"> <li>・重力損失：大</li> <li>・空気抵抗損失：大</li> <li>・制御損失：中</li> <li>・大気圧による推力損失：大</li> </ul>                                                                                                                                                                 | 公海上の高々度から打上げ<br>速度損失 <ul style="list-style-type: none"> <li>・重力損失：小</li> <li>・空気抵抗損失：小</li> <li>・制御損失：小</li> <li>・大気圧による推力損失：小</li> </ul>                                                                                                                                                               |
| 安全            | 陸上でロケットを点火すること<br>から、広範囲な安全距離が必要                                                                                                                                                                                                                                                                           | 公海上でロケットを点火すること<br>から、近隣への影響はない                                                                                                                                                                                                                                                                       | 公海上の高々度でロケットを点<br>火することから、近隣への影響は<br>ない                                                                                                                                                                                                                                                                 |
| 打上げ環境         | リフトオフ時の音響振動が厳し<br>い                                                                                                                                                                                                                                                                                        | リフトオフ時の音響振動が厳し<br>い                                                                                                                                                                                                                                                                                   | 空中点火であることから音響振<br>動緩和                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
| 打上げ時期の自<br>在性 | 年間 190 日に限定                                                                                                                                                                                                                                                                                                | 制限なし                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | 制限なし                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
| 評 価           | × <ul style="list-style-type: none"> <li>・広大な射場が必要</li> <li>・打上げ軌道に応じた制御必要</li> <li>・年間の打上げ時期及び期間が<br/>制限</li> </ul>                                                                                                                                                                                       | △ <ul style="list-style-type: none"> <li>・射場に替え専用ドックが必要</li> <li>・陸上発射に比較し制御損失少</li> <li>・打上げの自在性が高い</li> </ul>                                                                                                                                                                                       | ○ <ul style="list-style-type: none"> <li>・射場に替え滑走路及び航空機<br/>が必要</li> <li>・陸上及び海上発射に比較し速<br/>度損失が極めて少</li> <li>・打上げの自在性が高く大幅な<br/>打上げ能力向上</li> </ul>                                                                                                                                                     |

### 3-1.3 諸外国における空中発射システムの位置付け

近年、商業打上げ市場はロケット過剰供給状態にあり、その中で旧ソビエト連邦の ICBM 転用ロケットである、ROCKOT (SS-19)、Dnepr (SS-18)、Soyuz (8K74 or R-7a) 等のコスト競争力が高く、特に戦略兵器制限交渉の対象となる破棄ミサイル SS-18、SS-19 の転用ロケットは、性能、信頼性、コスト競争力において他を大きく引き離している。諸外国では、価格競争力のあるロケットを目指したコンセプトの検討が積極的に進められるようになり、空中発射システムは射場等のインフラ削減ができる等のコストメリットに加え、即応性が高くまた再利用ロケットに繋がる技術として注目されている。イスラエル、中国、韓国等では、空中発射システムはコスト低減に加え、地理的なハンディキャップを克服する有効な手段として位置付けられている。既存の航空機を使用した空中発射システムは、航空機の搭載能力の関係から小型衛星に限定されるが、諸外国では、軍事、災害監視、安全保障、ミッション実証、アイデア実証、技術者育成、教育等への活用として、200kg 以下の衛星を高く評価していることから、即応性の高い空中発射システムの有効性を評価している。

#### (1) 米国

1980 年代からの衛星の大型化が進んだことからロケットも大型化し、小型衛星の打ち上げ手

段が制約されていることから、打上げ価格の低減に向けた多くのコンセプトが提案されている。その中で、射場等のインフラ整備及びその維持を必要とせず、また再利用システムの構築に必要な技術の一つであること等の理由から、空中発射システムに係わる多くの提案が行われている。既存の航空機を適用したシステムは、航空機の搭載能力から打上能力の制約を受けることから、将来構想として専用の無人航空機の開発、完全再利用システム等の検討も同時に行われている。

## (2) 旧ソビエト連邦

旧ソビエト連邦のロシア、ウクライナ、カザフスタンでは、冷戦時代の ICBM の他、An-124、An-225 等の軍用輸送機、ミグ戦闘機等の有効活用として、空中発射による衛星打上計画を発表している。これらは自身の計画として検討を進めると同時に、宇宙開発の後進国、宇宙予算規模の制約が大きい国である、豪州、インドネシア、ブラジル、イタリア、オランダ、スウェーデン等との共同開発により実施も検討している。

## (3) イスラエル

宇宙及び軍事技術開発においては高い技術を有するイスラエルでは、予算上の制約及び自国の地理的な制約（衛星打上に有効な東方、南方、北方が他国に隣接し、最も効率の悪い西方にしか打ち上げられない。）から、低コストで機動的な空中発射システムを活用することを計画している。

### 3-1.4 諸外国の空中発射システム検討動向

#### 3-1.4.1 米国

米国における空中発射システムは Pegasus（図 1.4-1）が 1989 年に実用化され、発射母機である NB-52 と L-1011 が合わせて 38 回打上げ（うち 6 回失敗）の実績を上げている。2006 年現在、衛星打上げ手段として実用化している空中打上げシステムは唯一 Pegasus となっている。



図 1.4-1 Pegasus (Orbital Science)

米国の空中打上げシステムの開発は、1974 年に遡る。当時は衛星打上げロケットとしてではなく、大陸間弾道ミサイル（ICBM）である Minuteman-3 を C-5A ギャラクシー輸送機からミサイル架台ごと落下させ発射する試験を行っている。これら技術をベースとし、衛星打上げロケットとして Pegasus 開発が NASA を中心に 1980 年後半から始まり、1989 年に運用が開始されている。この後も NASA や USAF 研究所内で、空中発射システムの研究は継続的に行われている。それら研究には専用母機・既存機流用・既存機改造思想、固体・液体ベース等、様々な打上げ

システムが研究されているが、近年公表されている空中打上げシステムは、RASCAL（図 1.4-2）に代表されるような飛躍し過ぎたコンセプトを変更し、既存技術を活用し段階的に開発を行い、着実な空中打上げシステムを目指す方向性が提案されつつある。



図1.4-2 RASCAL（Space Launch）

低コストロケットの開発と並行して、米国 ICBM を利用した低コスト衛星打上げシステムや低コスト即応型の打上げシステムの構築を目指して、大学、Space Exploration Technologies Corporation (SPACEX)、Lockheed Martin、Airlaunch LLC、Microcosm、Northrop Grumman/Panaero 等が検討を進めている。また純粋民間ベースの空中打上げシステムの開発を目指して、XCOR Aerospace、T/SPACE、RocketPlane&HASTIC、Scaled Composites (Sub-Orbital) が研究を行っており、米国ではこれまでに多くの空中打上げシステム構想が報告されている。

**空中発射ロケット検討企業一覧**

- **Orbital Science/Boeing**(F-15、DC-10、B-747、L-1011、NB-52、専用機: 固体、液体ロケット)
- **Airlaunch LLC/T/SPACE**(C-17、B-747: 液体ロケット、有人宇宙飛行用も検討中)
- **Lockheed Martin**(C-5、専用機: ハイブリッド・固体ロケット)
- **Northrop Grumman**(F-14、専用機: 液体ロケット)
- **Space Launch**(F-4、専用機: 固体ロケット及び液体ロケットベース)
- **XCOR Aerospace**(専用機: 固体ロケット、Sab-orbital飛行の際に打上げ)
- **RocketPlane**(リアジェット25型を改造: ハイブリッドロケット、Sab-orbital飛行の際に打上げ)
- **SPACEWORKS Engineering** (C-5を2機使用: 大型液体ロケット、無人機ベース、コンセプト提案のみ)

### 3-1.4.2 ロシア・ウクライナ・カザフスタン

ロシアでは、1990 年代に空中打上げシステムの検討が行われていたが、財政難により検討は遅延していた。しかしここ数年、天然資源輸出による経済回復基調から延期していた宇宙計画を進め始めている。また、ロシア・ウクライナの宇宙技術が 1990 年後半から急激に市場進出を始めており、ICBM 派生型打上げシステム・Zenit-3SL・SOYUZ・COSMOS などがロシア・ウクライナから米国・欧州市場へ進出した。代表的な空中打上げシステムを、下記に記載する。

#### (1) M-55 LAUNCHER（ロシア・オーストラリア）：図 1.4-3

M-55 を用いた空中発射システムは、ロシア及びオーストラリア政府間の合意に基づいて開発するとしており、3 年間で\$200mil の開発費を拠出する予定としている。

#### (2) ISHIM（ロシア・カザフスタン）：図 1.4-4

ISHIM は、カザフスタン宇宙機関「Kaskosmos」が Mig-31 を使用した打上げ手段を実現するため、ロシアとの共同開発で進められている。

(3) Polyot (ロシア) : 図 1.4-5

ロシアの Air Launch Aerospace Corporation (ALAC) が開発を検討している An-124 (ルラン) 大型輸送機を母機とした後部扉放出落下方式の空中打上げシステムである。

(4) Svitiaz (ウクライナ・ロシア・米国・欧州) : 図 1.4-6

Svitiaz は、ウクライナの Yuzhnoyes Space Design Office が An-225-100 を母機とする Zenit 空中発射システムである。



図 1.4-3 M-55(Source: AFP 通信)



図 1.4-4 ISHIM (Source: Flight International)



図 1.4-5 POLYOT (Source: ALAC)

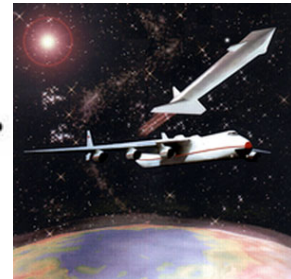


図 1.4-6 Svitiaz(Source: yuzhnoye)

### 3-1.4.3 イスラエル

イスラエルは宇宙開発予算規模が小さいことから、「マイクロ衛星」や「Aerial Launch」の開発を進めて“affordable space”を目指すと発表している。また中東諸国に囲まれていることからイスラエルのロケットは地中海方面（西向き）打ち上げざるを得ないことから、自国を離陸し公海上で打ち上げる（図 1.4-7））空中打上げシステムは非常に有効な手段となる。イスラエルでは、F-15、Mig-31、B-747、Gulf stream(G550)を用いた空中打上システムを開発し、これを利用して小型衛星技術の開発を進めると公表している。

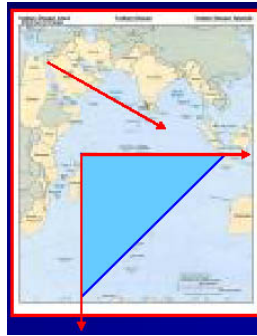


図 1.4-7 インド洋上からの打上げ

#### 3-1.4.4 フランス

フランスでは、国防省が管轄下の研究機関 ONERA (Office National d'Études et de Recherches Aéronautiques) が CNES (フランス国立宇宙研究センター) と共同で、無人機 (UAV) を打上げ母機とする空中打上げシステム (Multipurpose HA UAV: 図 1.4-8) を研究している。この UAV は空中打上げシステム母機だけではなく、貨物物資や偵察装置の搭載も計画している。

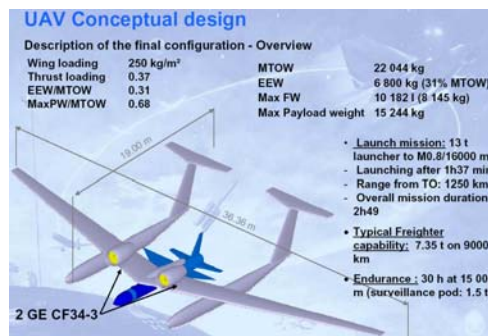


図 1.4-8 Multipurpose HA UAV (Source: IAF-06-D2.4.9)

#### 3-1.4.5 スペイン

スペインは大西洋に面した国家であり、スペイン領として大西洋の赤道付近にカナリア諸島を有している。そのスペインがナノ衛星打ち上げ用に[AQUARIUS]システム (図 1.4-9) を 2006 年に発表した。これは、F-18 ホーネット戦闘攻撃機、もしくはユーロファイター2000 を母機とする空中打上げシステムである。母機の空港は、カナリア諸島の Gando 空港を想定している。

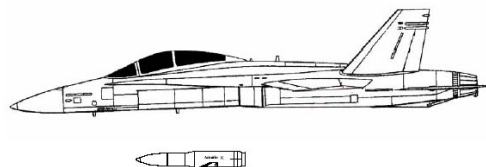


図 1.4-9 F-18 とロケットの外観

#### 3-1.4.6 中国

中国でも空中打上げシステムの開発が発表された。Air Show China 2006 の会場で模型が展

示されている。技術的詳細は不明だが、ロケット（図 1.4-10）は3段式で重量が13t、ペイロード重量は1101bs（49.5kg）としている。

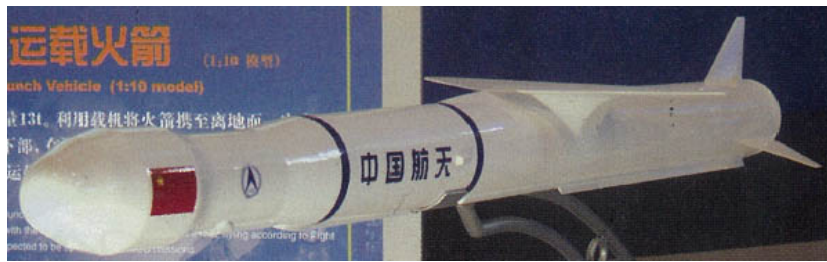


図 1.4-10 中国の空中発射ロケット

### 3-1.4.7 総括

空中打上げシステム開発国は、アメリカ、ロシア、ウクライナ、イスラエル、スペイン、フランスであり、カザフスタン及びオーストラリアは開発国の技術移転に基づいて開発されている。その空中打上システム開発一覧を表 1.4-1 に示す。

表 1.4-1 各国の空中発射システム

| ABSL(Aircraft Based Satellite Launch) System Developer |                                |                               |                      |
|--------------------------------------------------------|--------------------------------|-------------------------------|----------------------|
| Country/Company                                        |                                | Launch Vehicle(固体or液体)        | Aircraft             |
| アメリカ                                                   | Boeing/Orbital Science         | 既存ロケットモータ                     | F-15GSE              |
|                                                        | Orbital Science                | HLV (Hybrid launch Vehicle)   |                      |
|                                                        | Lockheed Martin                | Peacekeeper(固体&液体)            | An-124AL             |
|                                                        |                                | HLV (Hybrid launch Vehicle)   |                      |
|                                                        | Northrop Grumman/PAN AERO      | 名称不明(液体)                      | F-14                 |
|                                                        | Northrop Grumman               | HLV (Hybrid launch Vehicle)   |                      |
|                                                        | Airlaunch LLC                  | Quickreach(液体)                | C-17                 |
|                                                        | Space Launch                   | 名称不明(固体)                      | F-4G                 |
|                                                        | XCORE Aerospace                | 名称不明(?)                       | Original             |
|                                                        | RocketPlane                    | Japan hokkaido hybrid(hybrid) | Modify Reajet25(XP)  |
| ロシア<br>ウクライナ                                           | SPACEWORKS Engineering         | Delta ?(液体)                   | Modify C-5(twin C-5) |
|                                                        |                                | HLV (Hybrid launch Vehicle)   |                      |
|                                                        | Russia/Kazakhstan/Germany(?)   | ISHIM(固体)                     | Mig-31               |
|                                                        | Russia/Australia/UK(?)         | M-55 launcher(固体)             | M-55                 |
|                                                        | Air Launch System incorporates | Polyot(液体)                    | An-124AL             |
| イスラエル                                                  | Yuzhnoyes SDO                  | Svitiaz(液体)                   | Modify An-225        |
|                                                        | RAFAEL                         | HAL、LAL(固体)                   | F-15、B-747、G550      |
| フランス                                                   | ONERA、CNES                     | 名称不明(固体)                      | Multipurpose HA UAV  |
| スペイン                                                   | INTA                           | AQUARIUS(固体)                  | F-18、E-2000          |
| 日本(?)                                                  | 日産(現IHI Aerospace)             | M-V(固体)                       | B-747                |
|                                                        | 日産(現IHI Aerospace)             | SS-520(固体)                    | C-130、F-15           |

### 3-1.5 空中発射システムに係わる法規制等

空中発射システムを実現化するために考慮すべき、国際的な宇宙法、宇宙環境の保護、HCOC等関連する法規制、及び航空機、空港等の日本国内の関連する法規について調査し、問題点等の洗い出しを行った。その結果、民間の宇宙産業の促進に当たっては、国際宇宙法に基づいた

宇宙活動法の制定及び民間の宇宙活動に即した航空法等の国内法の整備が期待される。

### 3-1.5.1 宇宙法の調査及び対応

#### 3-1.5.1.1 国際宇宙法

国連宇宙空間平和利用委員会（COPUOS: Committee on the Peaceful Uses of Outer Space）により、下記5条約が作成されている。日本は月協定を除く4協定に加盟している。

(1) 月その他の天体を含む宇宙空間の探査及び利用における国家活動を律する原則に関する条約【宇宙条約】

宇宙活動における一般原則を規定し、1) 宇宙活動自由の原則、2) 宇宙空間領有禁止原則、3) 宇宙の平和利用の原則、4) 国家への責任集中原則などが定められている。

(2) 宇宙飛行士の救助、送還並びに宇宙空間に打ち上げられた物体の返還に関する協定【救助返還協定】

事故、遭難又は緊急着陸の場合に宇宙飛行士の救助・送還、及び物体の返還を定めたもので、宇宙条約5条・8条の規定を具体化している。

(3) 宇宙物体により引き起こされる損害についての国際責任に関する条約【損害責任条約】

宇宙物体によって何らかの損害が引き起こされた場合、物体の打ち上げ国は無限の無過失責任を負うという、宇宙条約6条・7条の規定を具体化している。

(4) 宇宙空間に打ち上げられた物体の登録に関する条約【宇宙物体登録条約】

宇宙物体の識別を目的としたもので、打上げ国は登録簿への記載、国連事務総長への情報提供が義務づけられている。

(5) 月その他の天体における国家活動を律する協定【月協定】

天体の利用、開発には人類の共同遺産の原則が適用されるとし、国家や私人の領有を明確に否定。また天体での活動における諸原則を再確認している。批准・署名国はごく少数にとどまっている。

上記条約の内、ロケット打上げによる当事国が負う国際的責任に係わる事項として、下記の3項目が挙げられる。

- （宇宙条約第6条）宇宙空間における自国の活動は、政府機関、非政府団体かを問わず国が国際責任を有し、必要な許可、監督を行うことが規定されている。
- （宇宙条約第7条）宇宙空間に物体を発射し若しくは発射させる場合又は自国の領域若しくは施設から物体が発射される場合には、その物体等が他の当事国又はその自然人若しくは法人に与える損害について国際責任を有する。
- （損害責任条約第2条）打上げ国は、自国の宇宙物体が地表において引き起こした損害、又は飛行中の航空機に与えた損害につき無過失責任を負う。

### ★「打上げ国」の定義

- 1) 打上げを行う国
- 2) 打上げを行わせる国（打上げ委託国、打上げ調達国）
- 3) 自国の領域から打上げが行われる国
- 4) 自国の施設から打上げが行われる国

以上のように、私企業の活動であっても、国家機関の活動と同一に扱い、国際法違反の行為があった場合には国家が対外的に責任を負うこととなる。したがって、諸外国では、私企業等の非政府団体が打上げ等の宇宙活動を行うための免許制度を規定する国内法が制定されており、我が国においても早急な対応が望まれる。

#### 3-1.5.1.2 国内宇宙法

1980年代末期以降、民間の宇宙活動の活発化に伴い、各国において国内法の制定が進められている。これには、宇宙関係条約で不明瞭な部分を国内法により補うことと宇宙産業の促進という目的もある。既に宇宙活動法が制定されている国としては、1969年のノルウェーに始まり、スウェーデン、米国、英国、南アフリカ、ロシア、ウクライナ、香港、オーストラリア、ブラジル、そして2005年の韓国、ベルギーがある。また、ドイツ、フランス、インドネシア等が法制定に向け検討を進めている。

日本においては、行政組織法として独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）が行う活動を規制するJAXA法が制定されており、JAXAが実施するH-IIAロケットの打上げに係わる第三者損害賠償について規定している。しかし、民間等の実施する宇宙活動については何ら規定がなく、国内宇宙活動法の整備が望まれる。

#### 3-1.5.1.3 宇宙環境の保護

宇宙開発を開始されてすでに40年が経過し、地球の周りには宇宙活動を通して発生した10cm以上の大きさの人工物体が9,000個ほど確認されており、mmサイズのものまで含めると4,000万個程度存在すると考えられている。低軌道のデブリの中には、何れ大気圏に突入して燃え尽きるものもあるが、全体としては、増加傾向にあり、高度1,000～1,500kmにおいてはデブリ同士の衝突による爆発的な増加が懸念されている。スペースデブリの急増により、衝突や軌道上破碎といった事象が実際に起こるにつれ、スペースデブリ問題に対する関心は国際的にも高まってきている。デブリについては、宇宙条約第9条第2文の他、IADC（Inter-Agency Space Debris Coordination Committee）及び国連宇宙空間平和利用委員会（UN/COPUOS）においてその対応が検討されている。現状では法的拘束力はないが、規制に向けた活動が進められている。

したがって、空中発射システムの検討を進めるにあたり、衛星を打上げ後のロケット最終段のデブリ防止策の検討も必要となる。

#### 3-1.5.1.4 ミサイル技術の拡散防止

弾道ミサイルの拡散に立ち向かうためのハーグ行動規範（Hague Code of Conduct against Ballistic Missile Proliferation）に基づき、自国の安全保障、地域や世界の平和と安全のために、HCOCが普遍的かつ実効的な規範となるよう、宇宙ロケットの事前発射通報や年次報告

の提出及び射場の国際視察の実施等の推進が求められている。

### 3-1.5.2 国内法の調査及び対応

空中発射システムの運用を検討するにあたり、関連すると考えられる国内法規制、届出等につき下記に示す。

#### 3-1.5.2.1 航空法

航空法とは、航空機の航行の安全を図り、航空機による運送事業の秩序確立・発展を目的とする法律であり、第2条の「航空機」の定義では「人が乗って航空の用に供することができる飛行機」であり、ロケットを搭載する母機としての使用に関する検討が必要となる。

航空法第86条では、航空機による爆発物、高压ガス、引火性液体等の輸送が禁止されている。例外として、他に輸送手段がない場合は国土交通大臣の承認を受けて輸送することができるとされているが、空中発射のためのロケット搭載が適合するか否か不明であり、また商用展開に当たっては、空中発射に係わる航空法の整備が不可欠である。

また、ロケットを搭載する航空機については、航空法第10条において耐空証明の取得が義務づけられる。

一般的な航空機に対する耐空証明制度の仕組みを図1.5.2-1に示す。

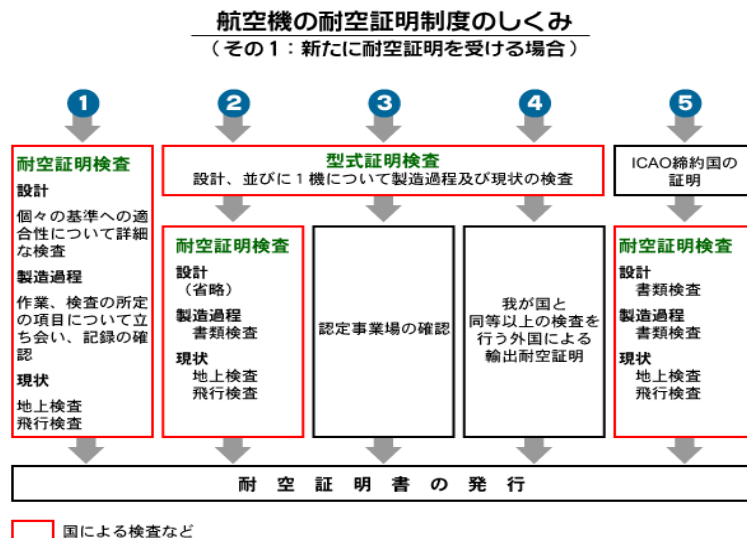


図 1.5.2-1 耐空証明書の発行（国土交通省航空局 HP より抜粋）

#### 3-1.5.2.2 輸出入関連法

通常、陸上からの打ち上げにおいて、衛星やロケットの回収が伴わないミッションについては、外国への輸出には当たらず輸入手続きは必要ない。但し、落下したロケットブースター、もしくは衛星本体を回収するミッションの場合は、打上げ前及び日本へ陸揚げする際に輸出入申請が必要となる。しかし、将来に打上げ機の部分回収及び全面回収を行う場合には、外国為替及法に基づいた輸出入の手続きが必要となる。

また、空中発射システムは通常の陸上からの打上げと違い、母機へロケットを搭載し空中で

ロケットを分離、点火することから、現在までの陸上発射ロケットとは違う視点からの輸出規制が懸念される。特に、空中発射システム用ロケットの形状及び性能を考えると、当該ロケットが輸出貿易管理令別表第1の1項-2「武器」のカテゴリーのうちの「爆発物・発射装置」と見なされる可能性もあり得るため、たとえ回収ミッションを伴わなくとも、経済産業省を含む関係機関とさらに詳細に輸出許可の要・不要につき検討することが必要である。

### 3-1.5.3 打上げ安全

ロケットの打ち上げに際しては、各射場では独自に射場安全規則を整備し安全確保に努めている。我が国では、宇宙開発委員会が制定したロケットの打上げ及び再突入飛行に関する安全基準を定めた「ロケットによる人工衛星の打上げに係る安全評価基準」、JAXA が制定した「鹿児島宇宙センター射圏安全管理規程」の他、関連法規制等を適用して打上げ作業を実施している。これらは特定の射場から陸上発射を行うことを前提に策定されたもので、空中発射による打上げを実施する場合については、システムに適合した安全基準の策定が必要となる。

米国においては、国及び州の法律による安全基準を確保するために、Eastern Range Safety と Western Range Safety によって打上げの安全確保を行っている。また民間の打上げ事業に当たっては、米国連邦航空局（FAA : Federal Aviation Administration）が Commercial Space Transportation Licensing Regulations（June 21, 1999）を定めて、民間の宇宙活動のためのライセンスを発行している。

### 3-2 空中発射システムの構想検討

#### 3-2.1 ミッションシナリオの検討

この空中発射システムの構想検討を行うにあたり、本システムの基本思想を以下に示す。

- ・ マイクロ衛星打ち上げに資する**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**低コスト**、**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

##### (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及び世界の小型ロケット打上げシステムの運用性比較を図 2.1-1 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、ロケットの分離/発射を行い、帰還するまでの運用シナリオを図 2.1-2 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。

このための目標設定を以下の通りとする。

- (a) 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を目指す
  - ・ 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
- (b) 発射管制/追跡管制設備の簡素化、省力化

これらの目標設定に対する運用イメージを図 2.1-3 に示す。

##### (4) 運用組織体制

空中発射システムにおける運用組織体制の構想案を図 2.1-4 に示す。

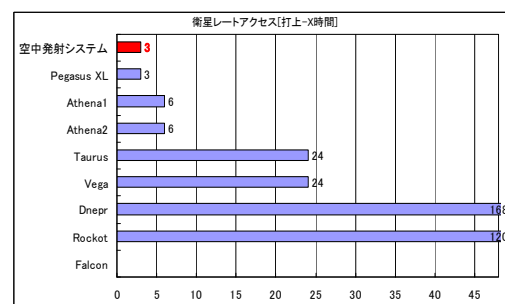
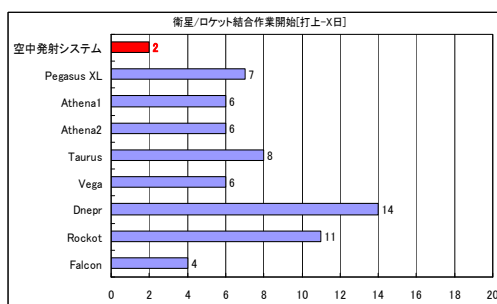
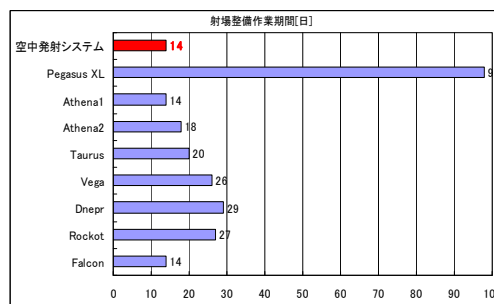
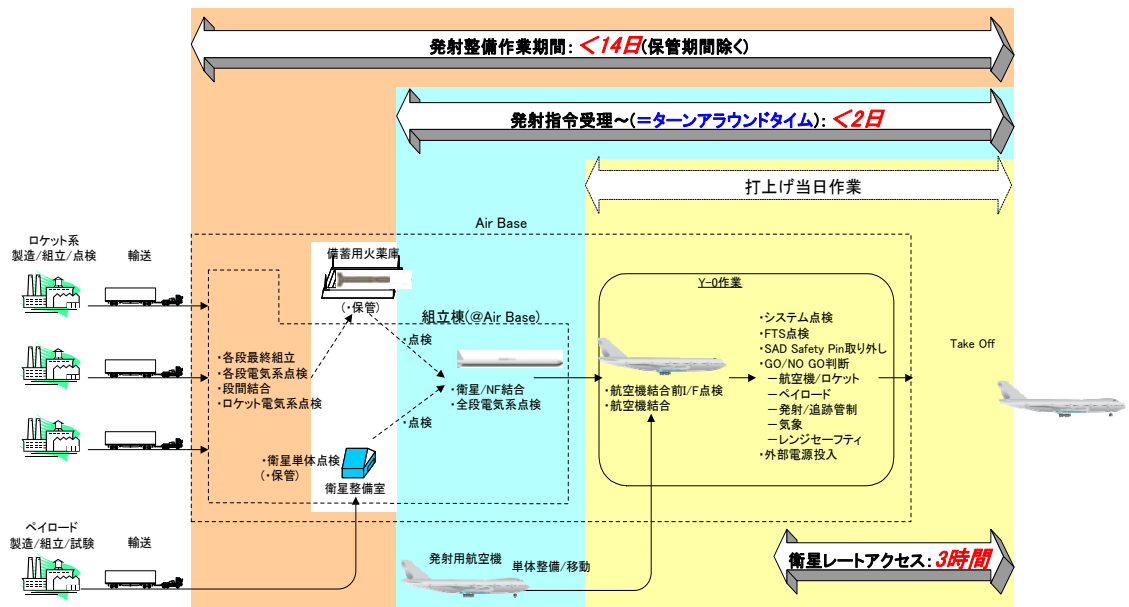


図 2.1-1 : 空中発射システム 即応化対応のための運用目標<目標設定>

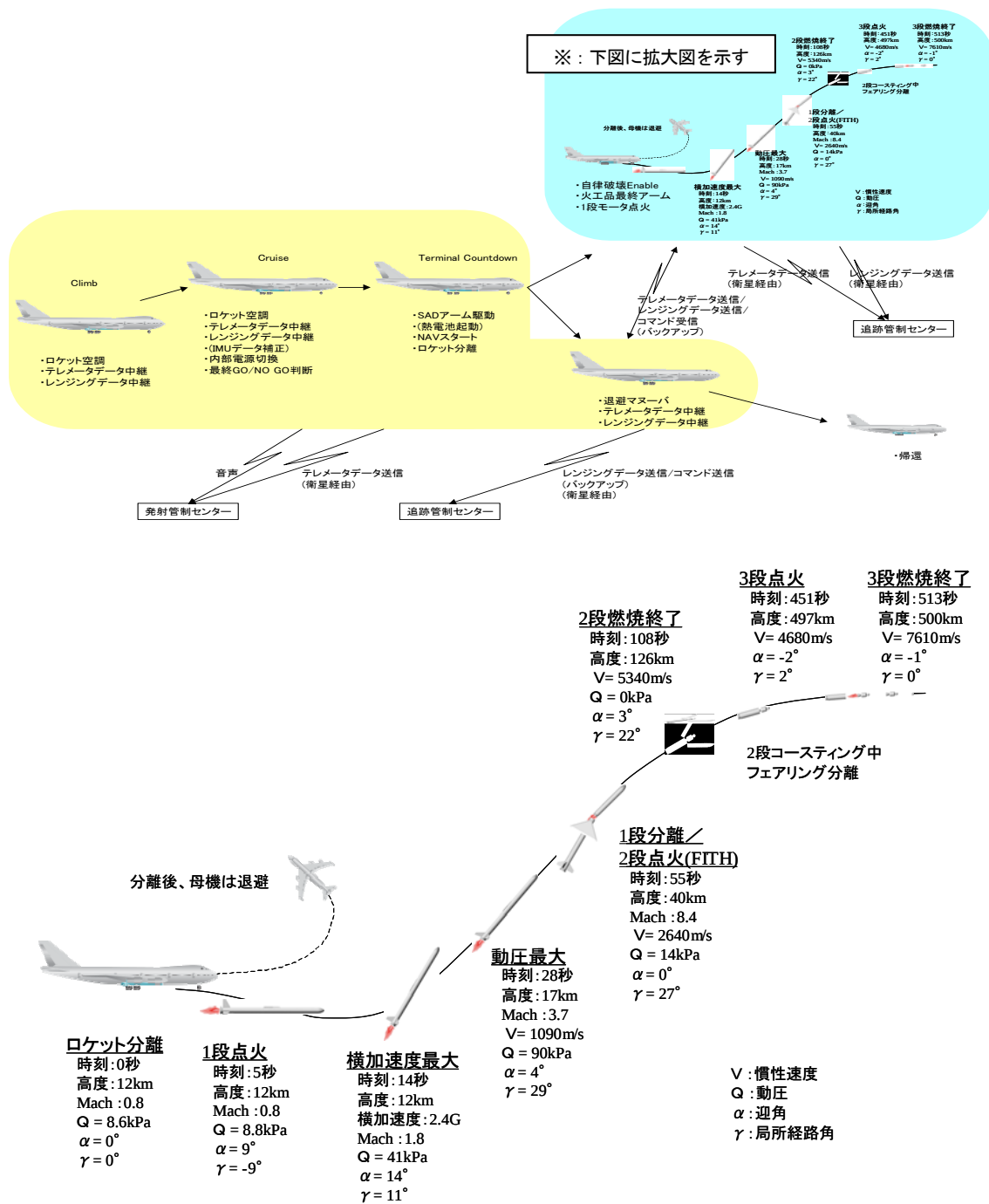


図 2.1-2： 空中発射システム ミッションシナリオ<Take Off～>

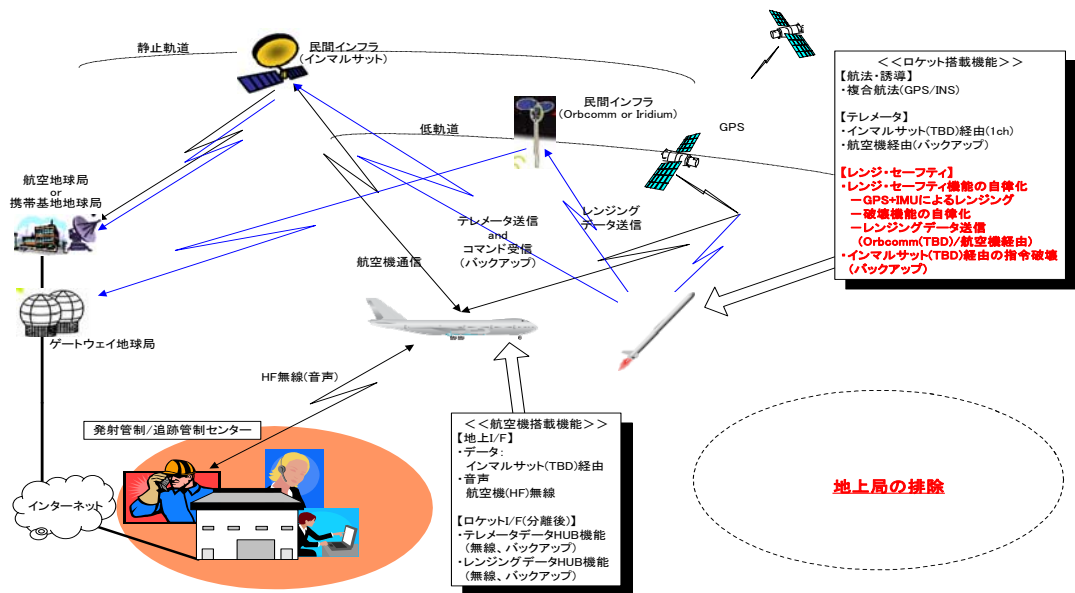
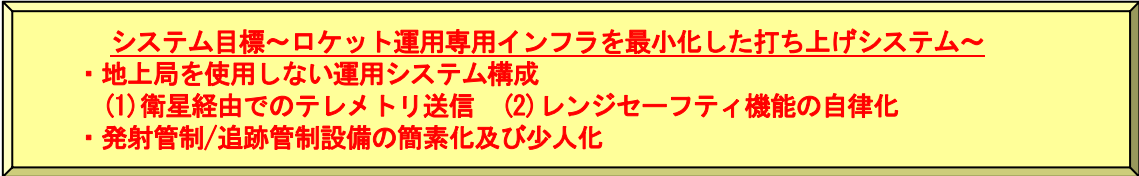


図 2.1-3： 空中発射システム 自在性確保のための運用イメージ

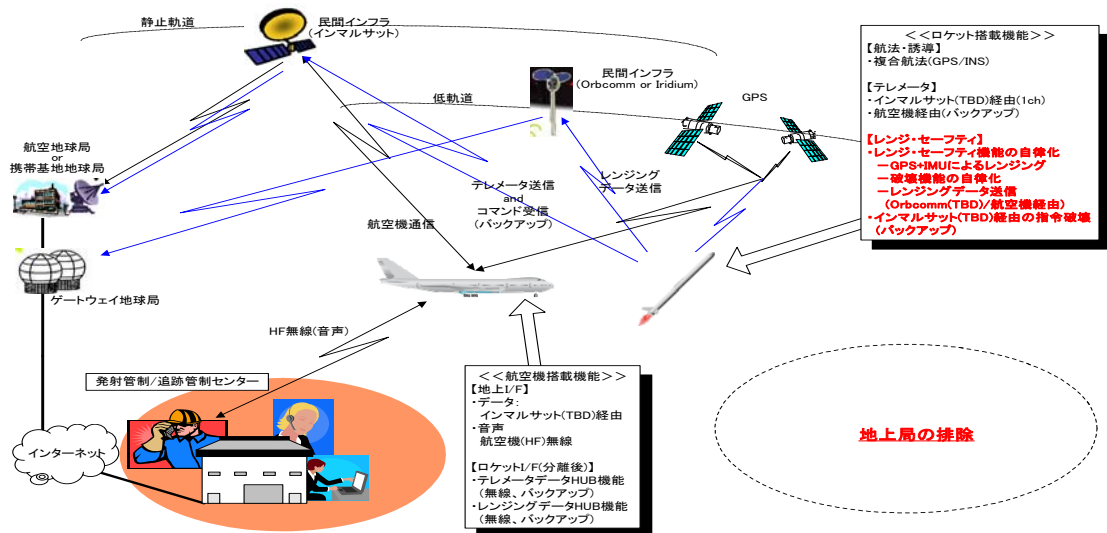
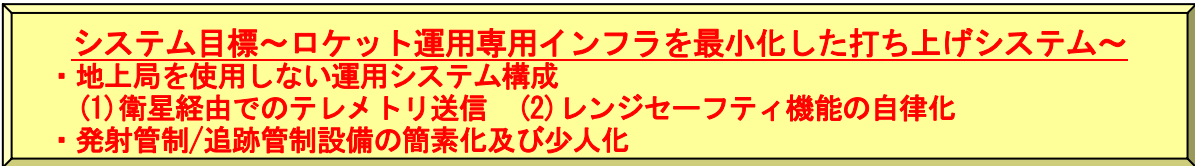


図 2.1-4： 空中発射システム 運用組織体制構想

### 3-2.2 主要構成システムの検討

空中発射システムのシステム構成要素を表 2.2-1 に示す。

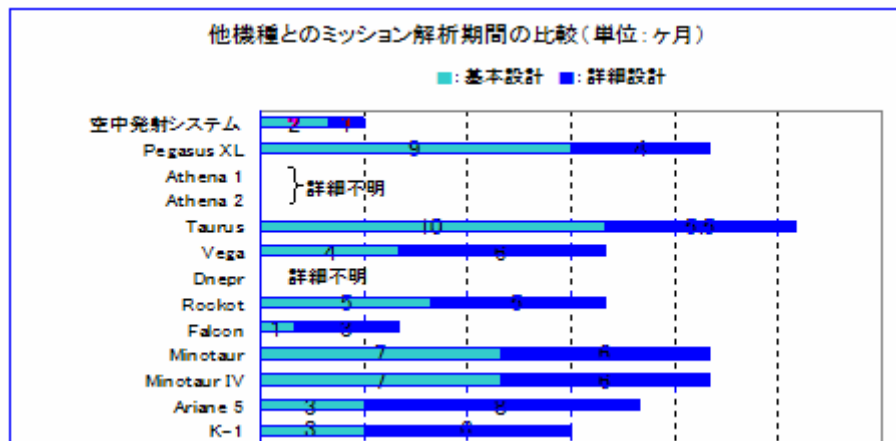
表 2.2-1 システム構成要素

| 空中発射システム構成       |                  |
|------------------|------------------|
| 空中発射システム         |                  |
| ロケットシステム         | 推進系              |
|                  | 構造系              |
| 分離機構系            | 姿勢制御系            |
|                  | 火工品系             |
| アビオニクス系          | アビオニクス系          |
|                  | アビオニクス系          |
| 発射用航空機システム       |                  |
| 発射用航空機           | 発射用航空機           |
|                  | ロケットシステムインタフェース系 |
| ロケットシステムインタフェース系 | ロケット搭載構造系        |
|                  | ロケット分離機構系        |
| ロケット空調系          | ロケット監視/制御系       |
|                  | ペイロード監視/制御系      |
| 発射管制システムインタフェース系 | 発射管制システムインタフェース系 |
|                  | 発射用航空機飛行監視データ送信系 |
| 発射用航空機飛行監視データ送信系 | ロケットデータ中継系       |
|                  | ペイロードデータ中継系      |
| 音声連絡系            | 音声連絡系            |
|                  | 音声連絡系            |
| 管制システム           |                  |
| 指令管制システム         | 指令管制システム         |
|                  | 発射管制システム         |
| 発射管制システム         | 発射管制卓            |
|                  | モニタ端末            |
| コマンド端末           | コマンド端末           |
|                  | データサーバ           |
| 追跡管制システム         | 追跡管制システム         |
|                  | (地上局(テレメータ系))    |
| (地上局(GPSテレメータ系)) | (地上局(GPSテレメータ系)) |
|                  | (地上局(コマンド系))     |
| (テレメータ中継衛星)      | (テレメータ中継衛星)      |
|                  | (テレメータ中継衛星用基地局)  |
| 管制支援システム         |                  |
| 飛行安全系            | 飛行安全系            |
|                  | 地上安全系            |
| 地上安全系            | 地上安全系            |
|                  | 地上通信系            |
| 航空機－管制間通信系       | 航空機－管制間通信系       |
|                  | 航空機間データ中継衛星      |
| 航空機間データ中継衛星      | 航空機間データ中継衛星用基地局  |
|                  | HF無線局            |
| 航空機発射場支援設備       |                  |
| ロケット組立・整備支援システム  | ロケット組立・整備支援システム  |
|                  | ロケット組立・整備設備      |
| ロケット点検支援設備       | ロケット点検支援設備       |
|                  | ペイロード組立・整備設備     |
| 航空機整備支援システム      | 航空機整備支援システム      |
|                  | 保安貯蔵設備           |
| 打上げ準備支援設備        |                  |
| 解析ツール            | 解析ツール            |
|                  | 文書管理ツール          |

### (1) 打上げ契約締結

契約締結から3ヶ月以内の打上げを確保するために、ミッション解析ツールの構築を行う。

通常のロケット打上げ運用では、打上げ契約締結後、衛星情報/要求に基づくミッション解析をPreliminary、Finalの2フェーズでそれぞれ数ヶ月をかけて実施している(図2.2-1)が、緊急の打上げ要請に対応可能なシステムとして即応性を確保するために、ミッション解析期間を大幅に短縮するためのツール(図2.2-2)が必要となる。



- \*1) 出典は、各ユーザーズマニュアルより
- \*2) 熱結合解析期間は除く。
- \*3) 空中発射システムでは、衛星ミッション高度化解析システムを使用することで、解析期間を短縮。

図 2.2-1 ミッション解析期間の比較

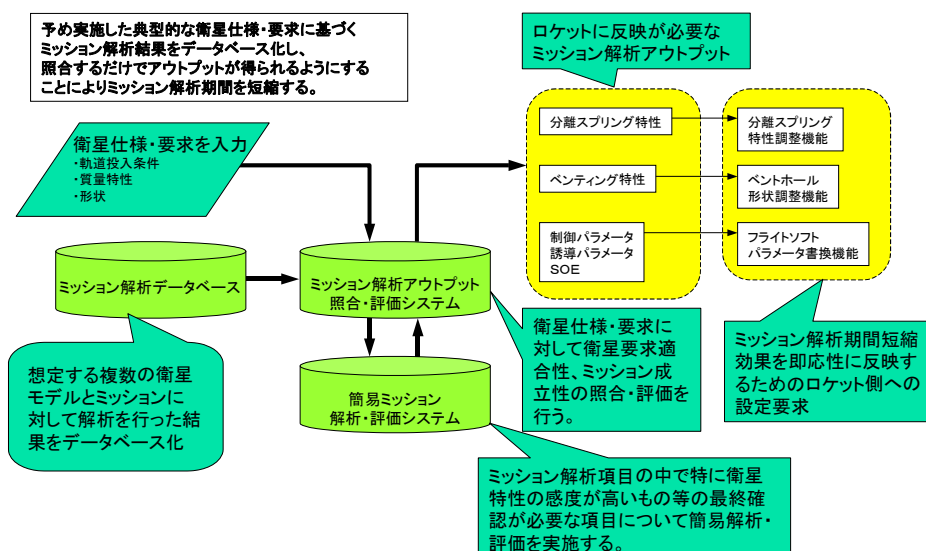


図 2.2-2 ミッション解析システム的具体化例

## (2) 射場整備期間

射場整備期間 14 日以内を確保するために、下記の実現を目指す。

### 【アビオ系】

#### <機器>

非宇宙技術の活用による高密度化/小型化/低消費電力化を進める。

#### <インタフェース(ハーネス艤装)>

##### ・設備インタフェース：

- －無線 LAN 化による通信インタフェースラインの廃止
- －搭載機器の低消費電力化に伴う内部電源のみでの運用
- －非接触継電技術の採用による充電インタフェースの簡素化

##### ・搭載機器間インタフェース：

- －全機器ネットワーク化によるハーネス数の劇的削減
  - ⇒IP routing 網を機体内へ拡張し、機器単体点検、システム点検ともに同一コンフィギュレーション(LAN ポート付き PC と接続するだけ)で実施可能な構成とする。
- ⇒搭載系ネットワークに対する要求
  - －Time Deterministic 性
  - －冗長構成が取れること

#### <宇宙用以外での要求を満たすネットワーク規格>

- －ARINC664/AFDX(航空機用 RTE)
- －IEC61784-2(産業用 RTE)(2007 年 8 月に標準化予定)

また、以下の要素を研究開発項目として上げる。

- －無線センサの採用によるセンサラインの廃止
  - ⇒特定小電力、または Zigbee を採用し、構造系/推進系の各セグメント単位で特殊セットアップなしに独立で計装系点検が実施可能な構成とする。

### 【構造系】

ユニット化、結合方法の簡素化による組立工数の削減

### 【電気系点検】

電気系点検の迅速化のために、以下を実現する

- ・機体搭載機能 : BIT の Advanced 化による自動診断機能の充実
- ・機体周辺設備 : 機体との I/F 簡素化、周辺設備の簡素化及び無人化
- ・点検運用設備 : 発射管制設備との共通化による一元的な自動点検運用管理

組立・艤装作業のみならず、点検作業も含めた射場作業全体を管理するシステムを構築し、手順書、点検データ/結果の入力を全て(モバイル)端末によりオンライン化(図 2.2-3)する。

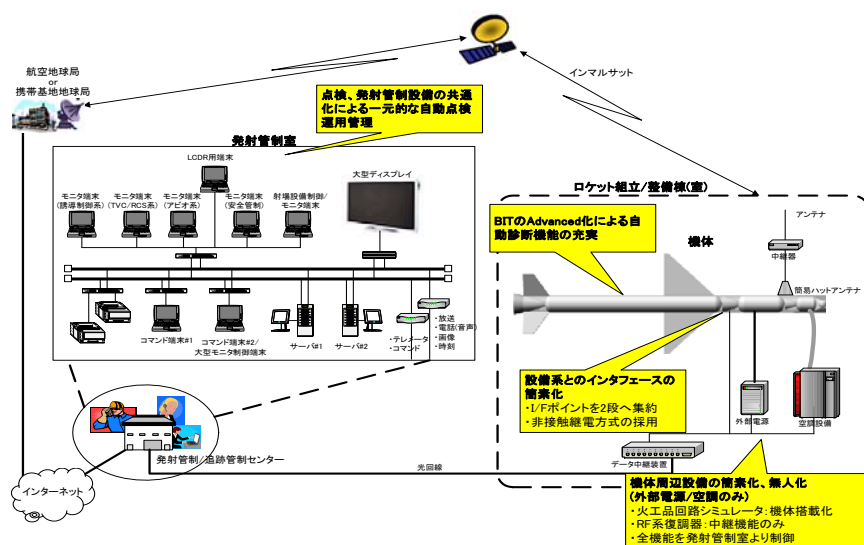
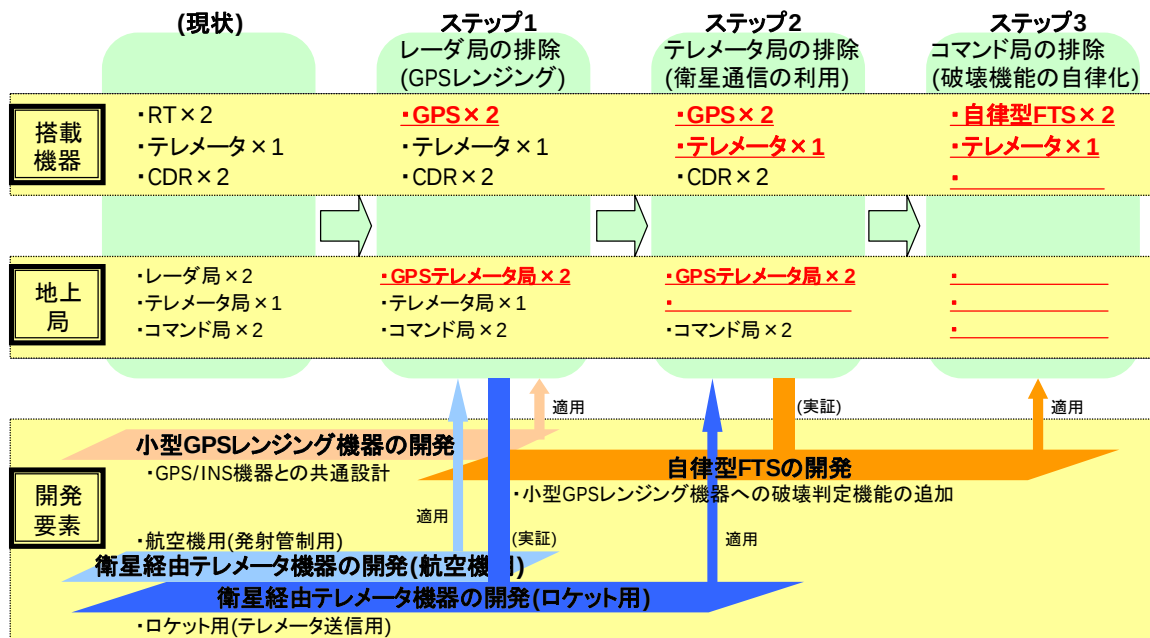


図 2.2-3 電気点検のオンライン化

### 自在性の実現

ロケットの追跡管制の簡素化を図るために、レンジセーフティ機能の自律化を進める。自律化は、信頼性データを蓄積し段階的な移行を検討する。



### 3-3 ロケットシステム構想検討

#### 3-3.1 ロケットシステム構想

本項では、空中発射ロケットシステム構想として、発射母機を亜音速機とする全備 9 トン級ロケット（ケース A）をベースラインとして、以下の検討を行った。

##### (1) 空中発射用ロケットの基本要求と概略サイジング

米国の Defense Advanced Research Projects Agency の分類では、マイクロ衛星の重量は 10 ～100kg としていることから、100kg 級の小型衛星を地球低軌道（LEO）に投入できる能力を持つロケットとする。また、将来の超音速機（戦闘機）への搭載も考慮し、全備質量 9 トンとした。また、全備質量 9 トン、地球低軌道への衛星投入に必要な増速量 約 9000m/s、ペイロード質量 100kg、固体ロケットの真空比推力 290sec、固体ロケットのステージ構造効率 12%としてサイジングを実施し 3 段式の固体ロケットとした。

##### (2) 機体構成ベースライン設定

機体の主要構成の検討を行い、全備 9 トン級ロケット（3 段式固体ロケット）の機体構成ベースラインを設定した。なお、発射母機、及び母機搭載方式については、亜音速機（ボーイング 747）の母機搭載吊り下げ式（翼パイロン下）として検討を行った。結果を図 3.1.1-1、表 3.1.1-1 に示す。また、飛行プロファイルを図 3.1.1-2 に示す。

#### 【音響環境の低減効果について】

空中発射のメリットの一つといわれるロケット点火時のペイロード音響環境低減効果について概略検討を行った。ペガサスでは、ロケット点火時の音響環境は評価にならず、母機の離陸時が評価となっている。音響環境は通常の陸上発射の固体ロケットに比べて非常に小さく、これは点火時のモータ排気流の地面からの反響による音響増大効果がないことに起因している。全備 9 トン級ロケットの 1 段点火時ペイロード音響環境条件（外部音場）の検討結果を M-V ロケットと比較して図 3.1.1-3 に示す。外部音響レベルは M-V の約 20dB 減であり、空中発射による大きなペイロード音響低減効果が見込まれる。

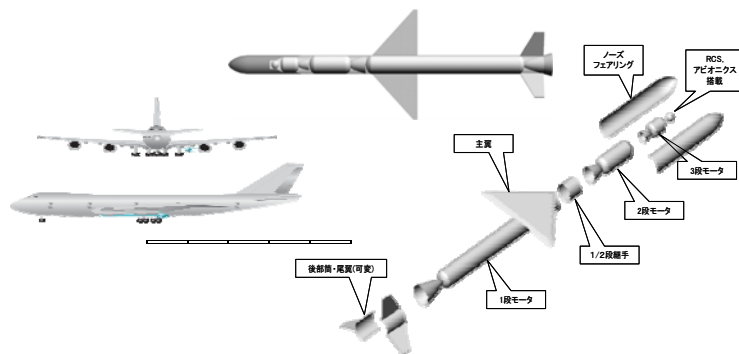


図 3.1.1-1 ベースライン

表 3.1.1-1 全備 9 トン級ロケットシステムベースライン

|          |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
|----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 外形状      | ・ 外径： $\phi 0.85\text{m}$ ・ 全長：15.2 m、・ 主翼スパン：約 5m                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |
| 全備質量     | 9 トン                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
| 打上能力     | ・ LEO 250km：145kg、SSO 500km：70kg                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
| 母機搭載方式   | ・ 発射母機：Boeing 747、搭載方式：吊り下げ型（翼パイロン下）                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
| 発射方式     | 亜音速水平発射方式                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
| ステージ構成   | 3 段式固体                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |
| 推進系      | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 全段 FW モーターケース、C/C ノズルスロート使用</li> <li>・ 1 段； 薬量：5850kg、Isp：280s、燃焼時間：50 秒、TVC なし</li> <li>・ 2 段； 薬量：1400kg、Isp：295s、燃焼時間：53 秒、TVC 付き</li> <li>・ 3 段； 薬量：360kg、Isp：295s、燃焼時間：62 秒、TVC 付き</li> </ul>                                                                                                                                                        |
| 誘導／姿勢制御系 | 誘導方式：慣性誘導<br>姿勢御： フェーズ                      ピッチ・ヨー                      ロール<br>1 段燃焼中                      可動尾翼                      可動尾翼<br>2 段燃焼中                      TVC                      RCS<br>2 段コースティング                      RCS                      RCS<br>3 段燃焼中                      TVC                      RCS<br>3 段コースティング                      RCS                      RCS |
| 段間分離方式   | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 発射母機分離：4 点フック同時解除（油圧アクチュエータ）</li> <li>・ 1 / 2 段分離：F L S C 方式</li> <li>・ 2 / 3 段分離、衛星分離：マルマンバンド方</li> </ul>                                                                                                                                                                                                                                               |
| 構造系      | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ ノーズフェアリング：クラムシェル開頭方式、CFRP 材</li> <li>・ 主翼：固定式、CFRP スキンサンドイッチ構造</li> <li>・ 尾翼：可動式（電動アクチュエータ）</li> </ul>                                                                                                                                                                                                                                                   |

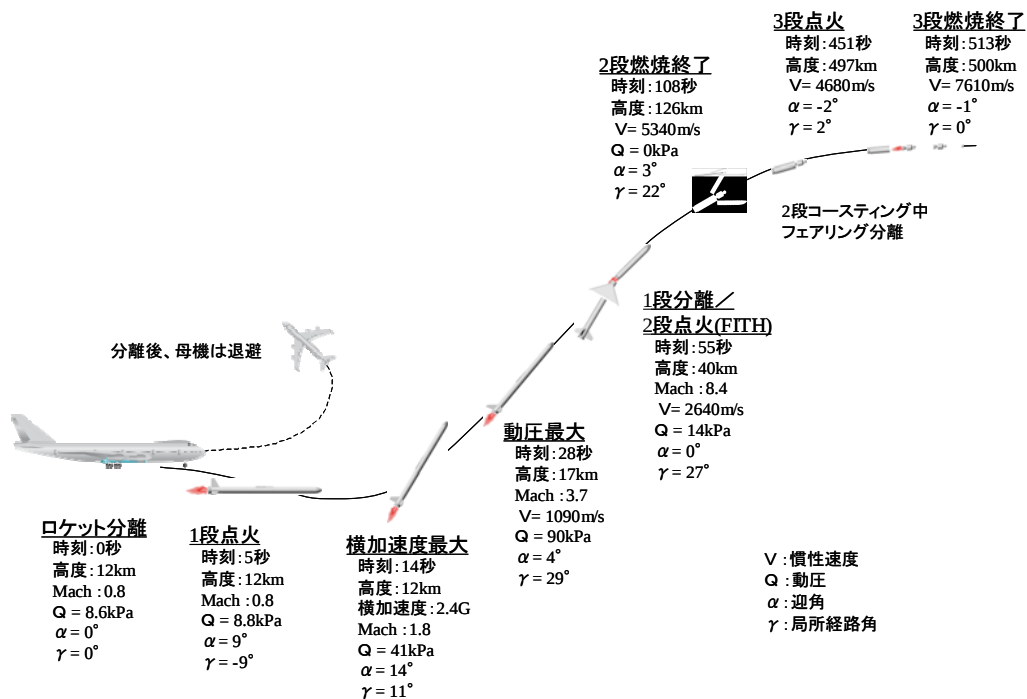


図 3.1.1-2 全備 9 トン級ロケット 亜音速水平発射 SS0500km 投入飛行プロファイル

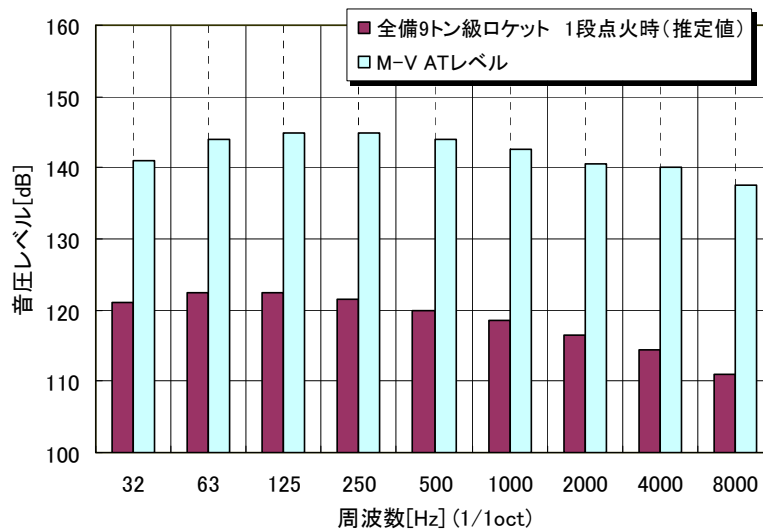


図 3. 1. 1-3 全備 9 トン級ロケットの 1 段点火時の音響環境比較

### (3) 機能ブロック図(案)の設定

亜音速空中発射 全備 9 トン級ロケットの機能ブロック図(案)を図 3. 1. 1-4 に示す。

本図にて示した機能ブロック図(案)は、システム構成ベースラインとの整合をとりつつ、システム/運用の簡素化とシステム安全確保の両立を目指して以下の点を考慮した。

#### a. 設備系とのインタフェースの簡素化

点検運用、及び母機搭載時におけるインタフェースの簡素化を図る構成とした。

- ・ ロケット本体と外部との(RF 系を除く)電氣的インタフェースは、主要なアビオニクス系機器が搭載される 3 段に集約する。
- ・ 外部電源、及び緊急処置コマンド以外はシリアルインタフェースとする。

#### b. 飛行安全機能(FTS)の完全自律化、及び独立化

FTS 機能は完全自律化することを最終目標とし、搭載される他の機能とは電氣的、物理的に完全に独立構成とする。各段に搭載される飛行安全機能は以下の通りとする。

<3 段(AFTS)>

- ・ レンジング機能(GPS+IMU)
- ・ レンジングデータ及びヘルスモニタの RF 送信機能
- ・ 破壊機能イネーブル処理機能(ロケット分離検出及び内蔵タイマによる)
- ・ 航法演算による自律破壊判定機能
- ・ 破壊(破壊火工品点火出力)機能
- ・ 下段側早期分離破壊イネーブル/ディスエーブル機能(内蔵タイマによる)
- ・ 電池及び EDLC(電気二重層キャパシタ)

<2 段、1 段(FTS)>

- ・ 早期分離検出機能

- ・ 早期分離破壊/指令破壊(破壊火工品点火出力)機能
  - ・ EDLC(電気二重層キャパシタ)
- c. EDLC(電気二重層キャパシタ)の火工品点火用電源への採用
- 固体ロケットシステムの場合、火工品点火イベントが多いシステムになりがちなことから、火工品点火による大電流消費対応(低インピーダンス)の電池、電流/電圧トランジェントによる他系への EMC への影響等を排除する。さらにはこれに伴う電池容量の低減による充電運用の簡素化を目的として、EDLC の採用を目指す。
- d. GPS/INSの採用
- 最近の動向として、小型ロケットをはじめとしてGPS/INSの採用が盛んになりつつある。空中発射システムにおいても GPS+IMU(最終目標はMEMS の適用による小型化)による複合航法を行う。なお、ロケット搭載においては、高ダイナミクス(G, jerk)対応の GPS 受信機の開発が必要である。
- また、ここに搭載される GPS 受信処理部、IMU 部、データ処理部(CPU)は、先に挙げた自律型 FTS(AFTS)と共通化して使用することを視野にいれて開発を行う。
- e. 共通バスの採用
- 空中発射システムによるデータインタフェースは原則としてデジタル化する。これにより、既存システムのようなデジタル/アナログ混在型のシステムに対して、艀装ハーネス数の大幅削減による組立・艀装性向上及びデジタル/アナログ変換回路の削減(部品点数の削減)によるシステム信頼性向上を目指す。
- なお、共通バス方式としては、Time Deterministic 性を有すること、冗長構成に対するオプションが用意されていることを条件に、既存の他分野で実績のある、あるいは標準化されている規格から選定する。
- f. BITのAdvanced化とテレメータデータ容量の削減
- テレメータ送信は民間インフラを利用した衛星経由でのダウンリングを目指すため、データ伝送量は 100kbps 程度と考える。システム全体のあり方として、機器レベルでは BIT の Advanced 化により、機器の健全性、故障部位の特定を必要最小限の情報量で把握できることを目指す。これにより、既存のシステムのようにアナログ計測データを地上でモニタすることによる煩雑なポスト処理、判断の遅れを回避する。

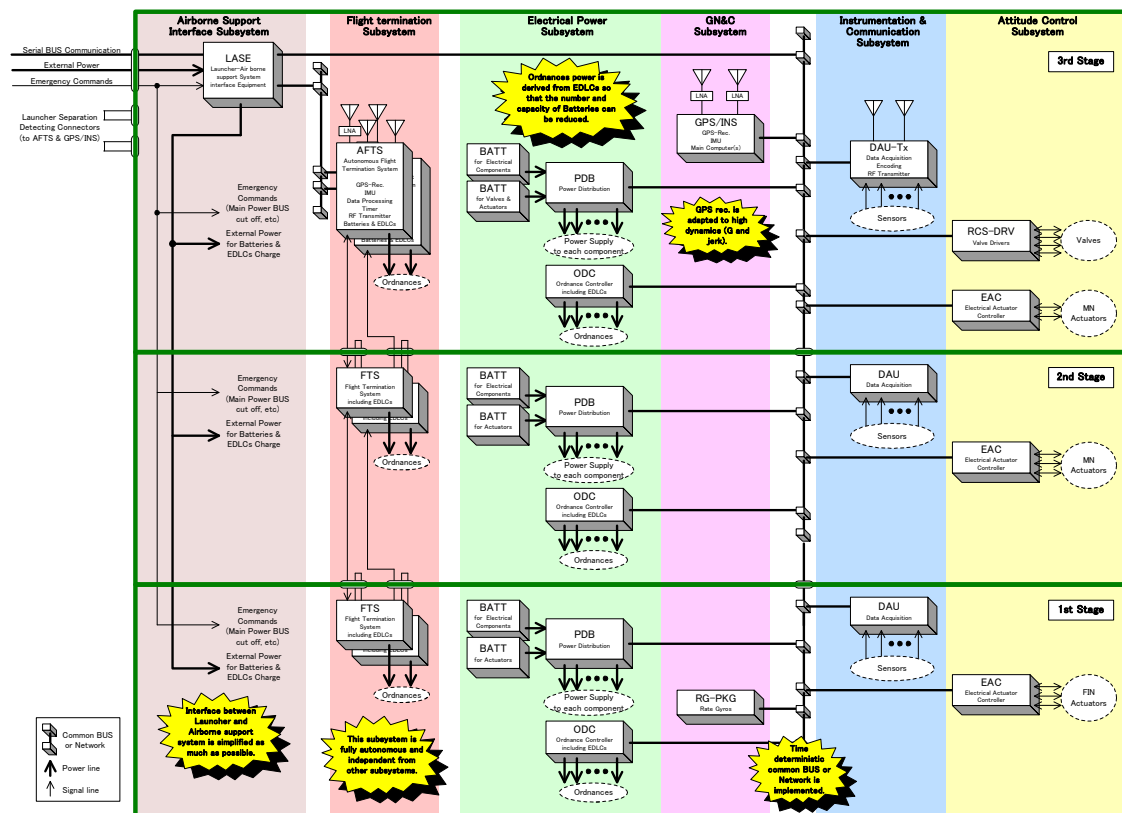


図 3.1.1-4 全備 9 トン級ロケット（垂直発射）の機能ブロック図

### 3-3.2 ロケットシステム低コスト化の課題整理

本項ではロケットシステム低コスト化について、ペガサスと Chimera について調査を行った。ペガサスは、商用運用の中でコスト低減のため課題を抱えており、Chimera は、空中発射ロケットの有効性を評価し、ロケットの構成及びコストについて具体的な構想検討を行っている。以上を踏まえて、空中発射に関わる技術課題と、コスト低減方策についてまとめた。

#### 3-3.2.1 ペガサスロケット

ペガサスロケットは、これまでに実用化された唯一の空中発射衛星打ち上げ用ロケットであり、1989 年に実用化、1990 年に初号機打ち上げ以降、38 回打ち上げ（うち 3 回失敗、3 回一部失敗）の実績を上げている。ペガサスロケットの開発経緯、システム構成について触れた後、ペガサスロケットが抱えるコスト的な課題と、空中発射ロケットの有効性について分析する。

ペガサスロケット（ペガサス XL）の機体概要、及び諸元を図 3.2-1 に示す。

#### 【コスト的な課題】

ペガサスは開発段階（1988 年夏時点）では、1 機あたりの運用コスト \$6M との見積もりに対し、実際の運用コストは 1992 年夏時点で \$12.5M であったことが OSC 社の学会発表資料で報告されている。ペガサスの固定費は総製造機数ではなく、年間の打ち上げ機数によって決まり、

発射母機である L-1011 の維持費は年間\$4M、1 ミッションあたり\$0.5M の追加コストがかかる。

図 3. 2-2 は OSC 社による小型ロケットのコスト構成と年間打ち上げ機数のコスト低減効果に関する試算である。これによれば、1 機の場合には運用コスト\$14M の機体が、年間 5 機打ち上げで 11. 1M、年間 25 機で\$6. 1M と示されている。これは、逆にいえば、打ち上げ機数が減ると人件費を含む固定費が運用コストの大半を占めることを示唆しているといえる。

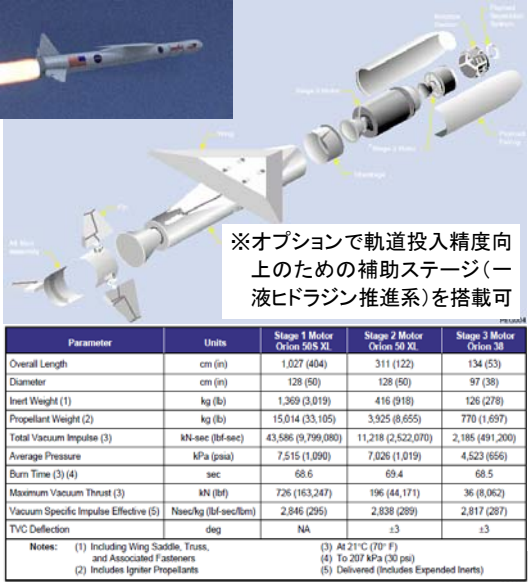


図 3. 2-1 ペガサス XL の概要図及び諸元

Realistic Costs for a "Zero-Payload" Minimal Launch Vehicle

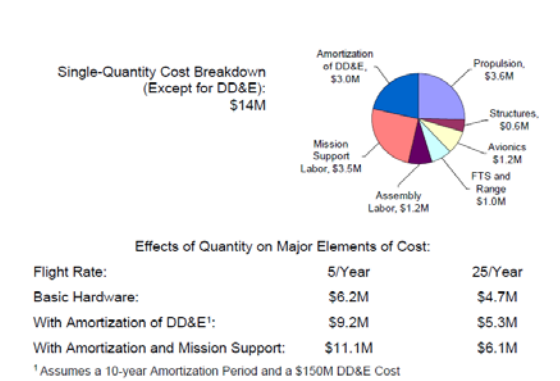


図 3. 2-2 OSC 社試算の小型ロケット運用コスト

近年の資料によれば、ペガサスの価格は\$20M、もしくはそれ以上ともいわれ、打ち上げ機数の減少が価格を大きく押上げる要因となっている。

一方で、OSC 社としては、USAF 主導の OSP (Orbital/Suborbital Program) によって開発した、ICBM 転用のミノタウルロケット (図 3. 2. -3) の打ち上げ実績が増えている (2005、2006 年で計 4 機打ち上げ)。ミノタウルは陸上発射の 4 段式固体ロケットであり、1/2 段には政府から供給される退役後の ICBM ミニットマン II のモータを転用し、3/4 段モータ及びブフェアリングはペガサスと共通化している。ペイロード打ち上げ能力は高度 185km の地球周回低軌道 (傾斜角 28. 5° ) に対し 600kg とペガサスの 440kg を凌ぐ一方で、その価格は約\$19M といわれている。

ペガサスとミノタウルの構成要素の差異に着目すると、基本的にはペガサスの発射母機 + 1 段ステージが、ミノタウルではミニットマン II 転用の 1/2 段ステージに置き換わっている。

ミノタウル 1/2 段モータの推進薬量はトータル約 27 トンと、ペガサス 1 段モータの 15 トンに対して約 2 倍であるが、ペガサスの発射母機の維持費の割り掛けコストの増大に対し、ミノタウルには 1/2 段ステージの政府供給があり、結果としてコストパフォーマンスが高くなっているミノタウルロケットの方が売れ筋となっていることが窺える。

### 【空中発射ロケットの有効性】

本来、航空機利用の空中発射システムは、陸上射点を必要としないために、地上設備費を大

幅に抑えることができるシステムであり、また同じペイロード打ち上げ能力を持つロケットと比較すると機体サイズを陸上発射に比べてより小さくできることから、低コスト化のポテンシャルは高い。コスト面以外にも、ロケット発射を陸地から十分離れた沖合いで行えることから、陸上射点に比べ射場安全や飛行安全上優れるといった大きなメリットもある。

したがって、発射母機は民間エアライン等からのレンタルで対応し、発射母機維持費の負担をなくすことにより、運用コストのさらなる低減が可能と考えられる。空中発射システムの開発にあたっては、機体そのもののコスト低減のほかに、こういった将来の運用段階を見据えた低コスト化方策を検討していく必要があると考える。

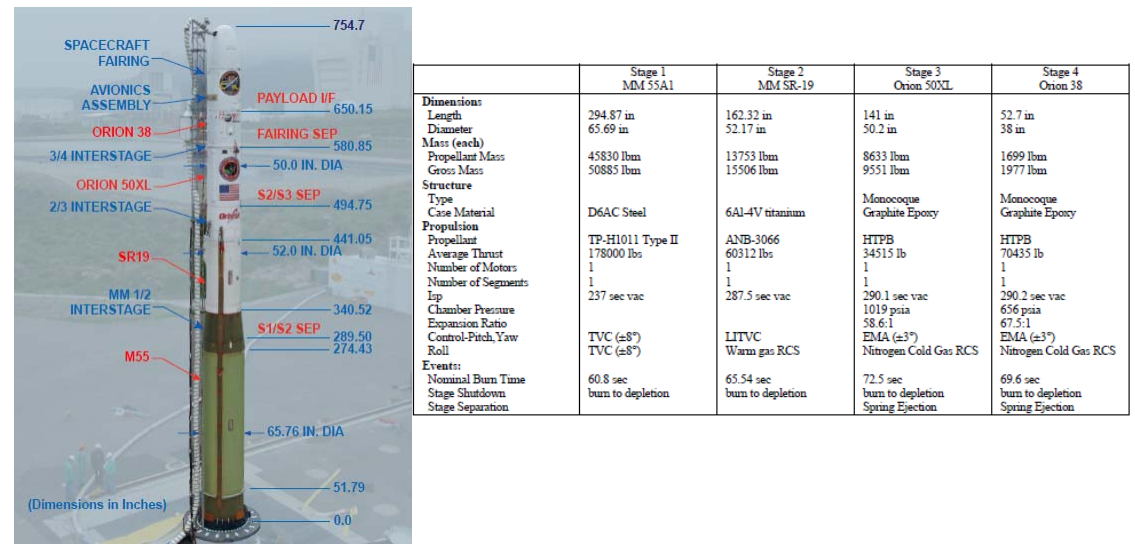


図 3.2-3 ミノタウルロケットの概要及び諸元

### 3-3.2.2 Chimeraロケット

Chimera ロケットの検討では、打ち上げコスト\$5M（約 6 億円）を目標とした低コスト打ち上げシステムとして、大気球や航空機を利用した空中発射、通常の地上発射から、大砲や磁気浮上を用いた発射まで方式の違いの評価を行い、3 段式ロケットを航空機から打ち上げる方式を採用している。既存技術の組み合わせで達成できる初号機コストは約\$10M（約 12 億円）という結果となり、年間機数や習熟度を加味しても目標コストを達成できる解は見出せていない。しかし、既存技術の組み合わせで目標コストを達成できる確率を算出し、構造効率向上や推進薬技術向上を取り入れた場合の達成可能性も評価している点で検討の参考となる。

#### 【Chimera ロケットの目標】

Chimera ロケット検討の目標コスト、ミッション及び制約条件を以下に示す。

#### a. 目標運用コスト：\$ 5 M

コストにかかわる前提条件：会社として GCIP は 10%

開発費として\$500M（約 600 億円）の無償ローン

射場使用料は\$50,000（約 600 万円）／ 1 回

#### b. ミッション：

第 1 ミッション：100kg ペイロードを高度 600km、傾斜角 60 度の軌道に投入。

第2 ミッション：50kg ペイロードを高度 700km、傾斜角 110 度の軌道に投入。

c. 制約条件

機軸加速度：6G 以下、機軸横加速度：2G 以下

ペイロードは 30Pa 以上の動圧に曝されないこと

表 3.2-1 にシステム構成と概要を示す。概要図及び諸元を図 3.2-4 に示す。

【運用コスト】

Chimera ロケットに関する運用人員の試算は、年間 6 機ベースで地上整備 26 人＋飛行運用 19 人、年間の 1 人の標準雇用費用\$0.15M（約 1800 万円）を用いて、整備・運用の消耗品等をそれぞれ雇用費用総額の 10%、5%、更に航空機（B-52）の運行費\$25,000（約 300 万円）／1 回を加えると、年間 6 機ベースの場合、1 機あたり\$1.45M（約 1.74 億円）、年間コストにすると\$8.9M（約 10.4 億円）と試算されている。

【機体コスト】

Chimera ロケットのコスト見積では、表 3.2-2 に示すように初号機の機体コスト約\$10M（約 12 億円）となっている。アビオニクスは 3 段ステージに含まれると推定される。

【打ち上げコスト】

打ち上げコストは前述の運用コストと機体コストの合計となり、年 6 機打ち上げの場合で\$11.57（約 14 億円）となる。検討ではこれに習熟度、年間打ち上げ機数を加味し、年間 12 機運用の場合で初年度\$11M（約 13 億円）、15 年後には\$7.5M（約 9 億円）程度までに低減すると報告されている。しかし、年間打ち上げ機数、運用期間、習熟度や初号機コスト等の不確実性等を考慮した確率的な評価を行い、要求の\$5M（約 6 億円）を達成見込みは 40%を下回るとしている。つまり現在の既存技術の組み合わせでは目標コストの達成は困難であり、通常の 90%の信頼度水準を達成するコストはやはり約\$7M（約 8.4 億円）となっている。

【目標コスト達成への技術課題】

Chimera の検討では、目標コスト達成のためにフェアリング、3 段ステージ、段間に対して入手可能な 21 種類の材料を設定し、推進薬についても低コスト、高性能化するための新組成の組み合わせを設定し、構造効率、比推力向上への寄与が高いものを選定することによりペイロード率の向上と軽量化を行い、目標コスト達成見込みは 70%を超えるとしている。構造用の材料は、グラファイト系のコンポジットで樹脂に phthlonitrile を用いたもの、推進薬はボロンや、酸化剤として hydrazinium nitroformate、ammonium dinitramide などの適用が研究開発として必要であるとしている。

表 3.2-1 Chimera ロケットの構成

| 構成      | 内容                                                                      | 備考                                  |
|---------|-------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| 概要      | 構成：固体 3 段式ロケット<br>打ち上げ方式：空中発射母機：B-52                                    |                                     |
| ペイロード能力 | 100[kg]@LE0600km、60° inc.<br>50[kg]@LE0700km、110° inc.                  |                                     |
| 全備質量    | 9.5 トン                                                                  |                                     |
| 推進系     | 1 段：推進薬 6.2 トン、チタンケース<br>2 段：推進薬 2.0 トン、チタンケース<br>3 段：推進薬 31 kg、スチールケース | MM SR-19（既存）<br>Star 48（既存）<br>新規開発 |
| 段間接手    | 構造様式：波形円筒形状<br>材料：CFRP                                                  |                                     |
| 衛星接手    | 構造様式：アルミモノコック円錐シエル<br>（既存の板厚のものから選定）<br>分離方式：マルマンクランプ方式                 | RCS 搭載                              |
| フェアリング  | 構造様式：アルミと CFRP の積層構造                                                    |                                     |

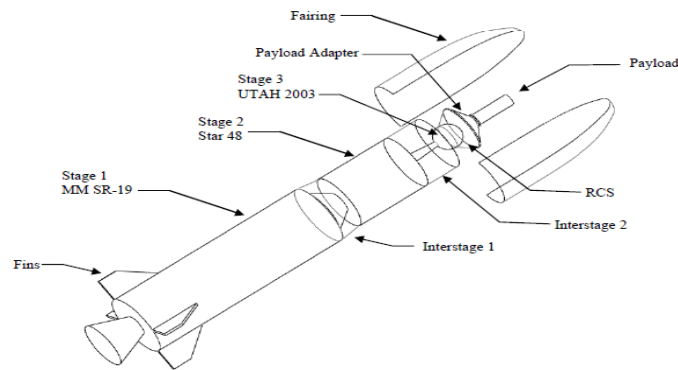


Figure 3- Vehicle Breakdown on Chimera.

Table 4- Performance Summary of Chimera.

|                        | Stage 1<br>Minuteman 2-2<br>(MM SR-19) | Stage 2<br>PAM-S<br>(Star 48) | Stage 3<br>UTAH 2003 |
|------------------------|----------------------------------------|-------------------------------|----------------------|
| <b>Dimensions</b>      |                                        |                               |                      |
| Length                 | 4.12 m                                 | 2.00 m                        | 1.64 m               |
| Diameter               | 1.33 m                                 | 1.22 m                        | 0.54 m               |
| <b>Mass</b>            |                                        |                               |                      |
| Propellant Mass        | 6237 kg                                | 1962 kg                       | 30.86 kg             |
| Gross Mass             | 7032 kg                                | 2182 kg                       | 37.50 kg             |
| <b>Structure</b>       |                                        |                               |                      |
| Type                   | N/A                                    | monocoque                     | N/A                  |
| Case Material          | 6Al-4V titanium                        | titanium                      | steel                |
| <b>Propulsion</b>      |                                        |                               |                      |
| Propellant             | ANB-3066                               | HTPB                          | HTPB                 |
| Average Thrust         | 268 kN                                 | 66.7 kN                       | 2.67 kN              |
| $I_{sp}$               | 287.5 sec (vac)                        | 288 sec (vac)                 | 295 sec (vac)        |
| Chamber Pressure       | N/A                                    | 39.7 bar                      | 37.9 bar             |
| Nozzle Expansion Ratio | N/A                                    | 54.8:1                        | 50:1                 |
| <b>Staging</b>         |                                        |                               |                      |
| Nominal Burn Time      | 65.54 sec                              | 87.1 sec                      | 33.4 sec             |
| Shutdown Process       | burn to depletion                      | burn to depletion             | burn to depletion    |
| Staging Separation     | spring ejection                        | spring ejection               | spring ejection      |

図 3.2-4 Chimera ロケットの概要図及び諸元

### 3-3.2.3 技術課題とコスト低減

空中発射システムの開発を実施するにあたっての技術課題とコスト低減策の検討を行った。  
空中発射システム固有の技術課題として、下記項目の検討が必要である。

- ・ 既存航空機を使用したロケット搭載
- ・ ロケット搭載航空機の飛行安定
- ・ 航空機/ロケット分離機構及び分離後の挙動
- ・ 空中発射固有の安全基準

また、コスト低減への寄与の大きな下記項目について、それぞれの開発要素を示す。

#### (1) 打ち上げ運用費削減につながる技術

- a. GPS と INS をハイブリッド化した航法技術とそれを用いた自律飛行停止システムの開発
- b. 既存の衛星を利用したロケットの追跡・管制技術

位置特定を自律化し、飛行停止を自律判断できるようにすることで、ロケットの飛行データは位置情報を含めてテレメータデータに一元化でき、それをさらに既存の衛星経由で伝送することで、レーダ局、コマンド局、テレメータ局の運用費及び整備・維持費を削減することが可能となる。ただし飛行停止の完全自律判断はコンポーネント開発以前に人が介在しない安全システムに対する基準化、高信頼性設計とその実証の考え方が課題となる。

#### (2) インテグレーション費用削減につながる技術

- a. 自動点検システム技術の開発
- b. 全機器ネットワーク化

自動診断機能を取り入れることで省力化と時間短縮を図る。また、搭載機器間及び設備系とのインタフェースをネットワーク化しハーネス数の削減を行い、計装作業時間の短縮を図る。無線LANへの発展性、電力ラインを使ったモニタ・制御のネットワークも検討に含める。

#### (3) サブシステム、コンポーネント費用削減につながる技術

- a. 推進系：低コスト推進薬
- b. 構造系：部品点数の削減と簡素化
- c. 分離系：結合方式の簡素化
- d. アビオニクス：民生部品、産業機器等の適用

サブシステム、コンポーネントレベルでは、機能・性能の設定とコスト配分を行い、設定した機能・性能に対するコスト達成見込を評価することで、具体的な開発要素を決定する。

#### (4) その他

- a. 推進薬の性能向上、推進薬充填効率の向上
- b. 構造系へのAl-Liのような軽量材料の適用

単位ペイロード質量あたりのコスト低減の観点からは性能向上という面で以下の項目を詰める。

このほか、アビオニクスの回収・再使用、さらには、構造やモータケースの回収・再使用を行う場合の費用対効果がどの程度あるのかを今後検討していく必要がある。

### 3-4 支援システム構想検討

空中発射システムを構成する支援システムとして、ロケット及び衛星の打上前の最終的な整備、航空機へのロケット搭載及び航空機の離発着を行う「空港」、ロケットを搭載して空中でロケットを分離する「航空機」、打ち上げに係わる発射管制を行う「発射管制システム」及びロケット飛行中の追跡を行う「追跡管制システム」がある。構成システム要求に基づき、各支援システムの調査及び検討を行った。

#### 3-4.1 空港

空中発射に供する空港とし下記の要件が求められる。

- ・ 空港の発着頻度が少ないこと。
- ・ 空港内若しくは空港隣接地において衛星整備及びロケット整備ができること。  
(火薬類、危険物、高圧ガスの取り扱い及び無線局の開設)
- ・ 空港内で衛星を内蔵したロケットを航空機に搭載できること。
- ・ 空港から海上までのルートに、人口密集地がないこと
- ・ 作業、器材（衛星、ロケット、整備用機器等）の輸送ルートが確保できること。

以上の条件に基づき、日本国内の空港について調査した結果、北海道大樹町の多目的航空公園と沖縄県下地島の下地島空港が最適と判断した。

##### 3-4.1.1 大樹町多目的航空公園

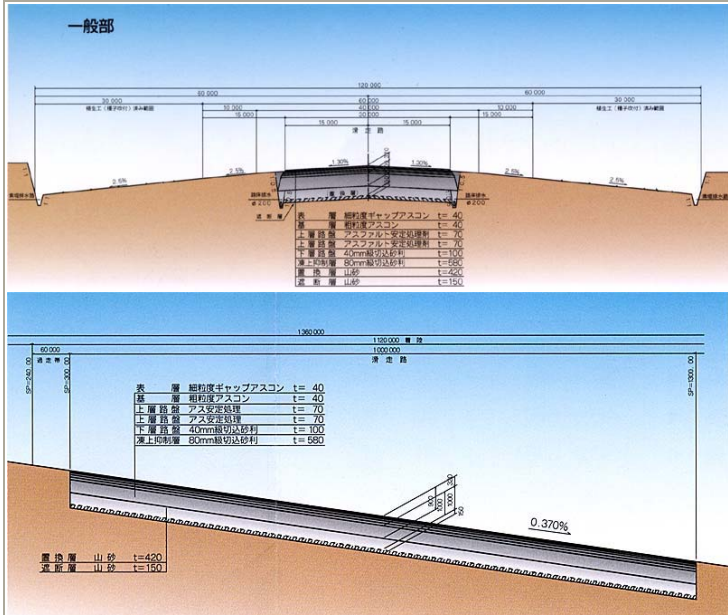
多目的公園は、北海道広尾郡大樹町が管理する場外飛行場である。滑走路は、1000m×30mのアスファルト舗装であり、大型機の離着陸に当たっては本格的な拡張工事が必要となる。滑走路周辺は、一部民家があるものの大部分は農地と町有地である。近隣には定期便就航の十勝帯広空港、大型船舶が接岸できる十勝港があり、アクセス性も良好である。また、大樹町は20年以上前から北海道スペースセンター構想に参加し、大樹町をベースとした航空宇宙構想を構築している。各種宇宙航空関係の試験の他、1993年には航空宇宙技術研究所(当時)と多目的航空公園の利用に関する協定を締結するほか、2006年6月には米国のベンチャ企業ロケットプレーン社がスペースポートの候補地の一つとして視察を行っている。ロケットプレーン社は、2006年にNPO法人北海道宇宙科学技術創成センターとサブオービタル商業宇宙飛行の北海道導入計画推進等に関する業務提携を行っている。大樹町は住民、漁業関係者を含めて、宇宙航空事業の展開については全面的な協力が得られるものと考えている。

多目的航空公園の周辺環境を図4.1.1-1に、諸元及び概要を表4.1.1-1に示す。



図 4.1.1-1 多目的航空公園の周辺環境

表 4.1.1-1 大樹町多目的航空公園の概要及び諸元

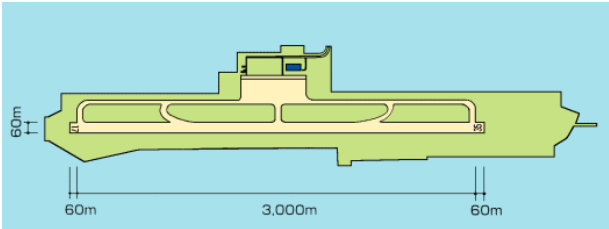
| 項 目   | 概 要                                                                                                                                                                                                                                                    |
|-------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 種別    | 場外離着陸場                                                                                                                                                                                                                                                 |
| 設置管理者 | 大樹町                                                                                                                                                                                                                                                    |
| 所 在 地 | 北海道広尾郡大樹町字美成 169                                                                                                                                                                                                                                       |
| 標点位置  | 北緯 42° 30' 00" 東経 143° 26' 30"                                                                                                                                                                                                                         |
| 標高    | 14.3m                                                                                                                                                                                                                                                  |
| 空港面積  | 4,300 平方 m                                                                                                                                                                                                                                             |
| 滑走路   |                                                                                                                                                                     |
| 空港概要  | <p>平成 5 年 用地取得・用地造成・周辺整備</p> <p>平成 6 年 格納庫建設・駐車場整備</p> <p>平成 7 年 駐車場舗装・多目的航空公園オープン</p> <p>平成 9 年 航空宇宙技術研究所(当時)と航空公園使用に関する協定を締結</p> <p>平成 10 年 滑走路舗装 (L=1,000m, W=30m)</p> <p>平成 14 年 成層圏プラットフォーム大樹実験場用地造成</p> <p>平成 15 年 JAXA 及び NICT により実験場地上設備整備</p> |

### 3-4.1.2 下地島空港

下地島空港は、沖縄本島と石垣島の間位置する沖縄県宮古郡伊良部町下地島の第3種空港(沖縄県が管理)であり、大型旅客機の離着陸が可能な3000m滑走路及び設備を有している。空港周辺の大部分は県有地であり拡張性についても問題なく、空港へのアクセス性も良好であり、空中発射システムの運用に非常に適した空港である。また、地理的にも東方及び南方が太平洋に面しており、また種子島宇宙センター及び内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられるロケットの飛行経路にも近く、現在のロケット追跡関係の設備利用を図る上では非常に有効な空港である。沖縄県の歴史的経緯から、衛星打ち上げシステムがミサイルと誤解されないように

充分な配慮を行うことによって、沖縄県の協力が得られるものとする。下地島空港の諸元及び概要を表 4. 1. 2-1 に、下地島空港の周辺環境を図 4. 1. 2-1 に示す。

表 4. 1. 2-1 下地島空港諸元

| 項 目    | 概 要                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|--------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 種別     | 第 3 種空港                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
| 設置管理者  | 沖縄県                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
| 所 在 地  | 宮古郡伊良部町                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
| 標点位置   | 北緯 24° 49′ 36″ 東経 125° 08′ 41″                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
| 標高     | 7.58m                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
| 空港面積   | 3,615,000 平方 m                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
| 着陸帯    | 3,120m×300m A 級                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |
| 滑走路    | 3,000m×60m LA-1 N14° 30′ 02″ W : 真方位<br>                                                                                                                                                                                                              |
| 誘導路    | 3,880m×30m                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
| エプロン   | 129,200 平方 m 大型ジェット機用 5 バース、中型ジェット機用 1 バース                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
| 照明施設   | 飛行場灯台、進入灯、進入角指示灯、滑走路灯、滑走路中心線灯、接地帯灯、誘導路灯、風向灯等                                                                                                                                                                                                                                                                                             |
| 航行援助施設 | VO R/DME、ILS、ASR、SSR                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |
| 運航時間   | 07 : 30～20 : 30 (13 時間)                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
| 空港概要   | <p>昭和 40 年前後の本格的なジェット化時代の到来を前に、ジェットパイロット養成強化が急務となり、昭和 40 年 6 月に行政監察結果勧告、更に昭和 41 年 10 月に航空審議会答申があり、運輸省は全国的に訓練飛行場の誘致要請を決定。</p> <p>当初非公共用として昭和 48 年 7 月設置許可されたが、昭和 54 年 5 月公共用飛行場（第三種空港）として新たに設置許可。昭和 54 年 7 月に供用開始し、同年 11 月からは航空会社によるパイロットの本格的な訓練の開始、昭和 55 年 11 月から南西航空の定期便（YS-11 型機）が就航したが、利用客が少ないことから平成 6 年 7 月に運休。現在は、パイロット訓練にのみ使用。</p> |

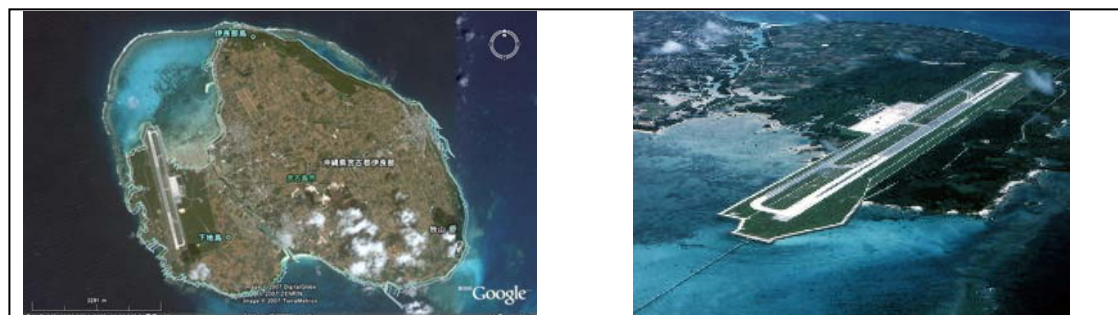


図 4. 1. 2-1 下地島空港の周辺環境

### 3-4.2 航空機

空中発射システムを検討するにあたり、ロケットを搭載する母機の候補として各種民間機及び軍用機の性能情報の調査を行なった。

各航空機の性能諸元を表 4.2-1 に、また主要航空機の形状を図 4.2-1～4.2-3 に示す。

旅客機・貨物機については候補がたくさんあると考えられるため代表的なものとして、ボーイング 747 シリーズ及びエアバスについてさらに調査した。空中発射システムの母機としての使用を考えると、母機には通信、計測等の機材を搭載することとなり、余分な座席は不要となる。貨物機を運用する民間会社と組み、機体の改造は必要となるが、普段は貨物機として使用し、打上げのときのみレンタルするなどの運用を考えることが可能であろう。

国内の貨物航空会社を以下に示す。

- ・日本貨物航空株式会社 (NCA)
- ・全日本空輸株式会社 (ANA)
- ・株式会社日本航空インターナショナル
- ・ギャラクシーエアラインズ株式会社

表 4.2-1 航空機の性能諸元

|             | Boeing 747                                                         | A340                         | AN124-100                 | C-130-5       | F-15                           | MIRAGE5                                       | MiG31                |
|-------------|--------------------------------------------------------------------|------------------------------|---------------------------|---------------|--------------------------------|-----------------------------------------------|----------------------|
| 全長 (m)      | 70.67                                                              | 59.39                        | 69.1                      | 29.8          | 19.43                          | 15.03                                         | 22.69                |
| 全幅 (m)      | 65.1                                                               | 60.3                         | 73.3                      | 40.4          | 13.05                          | 8.22                                          | 13.46                |
| 全高 (m)      | 19.3                                                               | 16.74                        | 21.08                     | 11.7          | 5.63                           | 4.25                                          | 6.15                 |
| 自重 (kg)     | 181,000                                                            | 129,000                      | 175,000                   | 33,500        | 14,515                         | 7,050                                         | 21,820               |
| 最大離陸重量 (kg) | 394,600                                                            | 260,000                      | 405,000                   | 70,300        | 36,741                         | 9,800                                         | 46,200               |
| 搭載量 (kg)    | 65,250                                                             | 47,215                       | 150,000                   | 20,000        | 11,113                         |                                               | 8,000                |
| 発動機         | P&W PW4000 or<br>GE CF6-80C2 or<br>RR RB211-524G<br>(27,000kg クラス) | CFMI CFM56-5C2<br>(14,152kg) | プログレス<br>D-18T (23,400kg) | アリソン T56-A-15 | P&W F-100PW-<br>220 (10,553kg) | アター-9C3<br>(4,300kg)<br>SEPRロケット<br>(1,500kg) | D-30F6<br>(15,500kg) |
| 発動機の数       | 4基                                                                 | 4基                           | 4基                        | 4基            | 2基                             | 1基ずつ                                          | 2基                   |
| 最大速度 (マッハ)  | M0.85                                                              | M0.86                        | 865km/h                   | 600km/h       | M2.5                           | M2.2                                          | M2.83                |
| 燃料搭載量 (L)   | 213,818                                                            | 141,500                      | 348,740R                  |               | 10,380                         | 3,050                                         | 23,500               |
| 実用上昇限度 (m)  |                                                                    |                              |                           | 8000          | 19,000                         | 18,300                                        | 20,600               |
| 航続距離 (km)   | 13,330                                                             | 12,416                       | 4,500                     | 8,200         | 1,270                          | 3,150                                         | 3,300                |
| 離陸滑走路距離 (m) | 3,475                                                              | 3,000                        | 2,520                     | 1,200         |                                |                                               | 950                  |
| 着陸滑走路距離 (m) | 2,134                                                              | 1,960                        | 900                       | 600           |                                |                                               | 900                  |



図 4.2-1 B747-400F

(NCA ホームページ <http://www.nca.aero/service/pull104.html> より)



図 4.2-2 Mig-31

(<http://www.aeronautics.ru/> より)



図 4.2-3 F-15E Strike Eagle

(<http://www.af.mil/> より)

### 3-4.3 母機搭載方式

#### 3-4.3.1 発射母機の種類

新規開発の場合、ロケット打上げに適した機体とすることができ一方で、大きな開発要素となり、開発費もかさむことになる。既存航空機を利用した検討例については大きく、民間機・軍用輸送機ベースの亜音速機、戦闘機ベースの超音速機、の2つに大別される。検討の対象となっている発射母機は多岐にわたっており、その中で日本国内でも使用されているものとして、亜音速機の例としてはBoeing-747、超音速機の例としてはF-15を想定して検討した。

#### 3-4.3.2 母機搭載方式

ロケットの発射母機への搭載方式は、空中発射方式と密接に関連しており、世界各国での実施例／検討例を見ると、発射方式に応じ、以下の搭載方式が採用されている。各々の搭載方式の例を以下の図に示す。

図 4.3.1-1 亜音速機（背負い式、吊り下げ式（翼下）、吊り下げ式（胴体下）、収納式）

図 4.3.1-2 超音速機（背負い式、吊り下げ式（翼下）、吊り下げ式（胴体下））

亜音速機の背負い式、吊り下げ式ペガサスが胴体下吊り下げ式であることはいうまでもなく、B-747 シャトル輸送機（背負い式）、B-747 エンジン輸送機（翼下吊り下げ式）の例からして、どの方式も技術的な成立性には問題がないと考えられる。また、民間機を利用できる点で国内での実現性は高い。

亜音速機の母機内収納式の例としては、C-17 輸送機を使用した、AirLaunch LLC 社のQuickReach が挙げられる。この形態の場合、母機内部に搭載できるため母機の大きな改修や耐空審査が不要、ロケットや衛星の環境条件が緩和されるといったメリットがあるが、機体を航空機の後方に押出して落下させた後、垂直発射を行うこととなるため、パラシュートによるロケットの起立、航法系のアライメントを取る方法など大きな技術課題が残る。

超音速機について、国内で保有するものは防衛用の戦闘機に限られるが、航空機で超音速まで加速し、かつ発射時の高度も亜音速機に比べて高く取れ、さらにはブームフライトによりロケット発射時に最適な経路角を取ることができるといった大きな利点を有することから、将来的な超音速機へのロケット搭載を視野に入れた検討も併せて必要である。

以上より、国内を前提とした空中発射システムの開発ステップとしては、まずは民間の亜音速機を使用した空中発射システムを確立した上で、超音速機を利用した空中発射システムを目指す、といった2ステップでの開発を検討していくことが望ましい。

#### 3-4.3.3 ロケットの発射母機搭載構想

空中発射システムの検討ベースラインとして、以下3ケースの母機搭載方式を検討した。

- ・ ケース A : 亜音速機＋全備 9t 級ロケット
- ・ ケース B : 超音速機＋全備 9t 級ロケット
- ・ ケース C : 亜音速機＋全備 50t 級ロケット

発射母機については国内に存在する航空機を前提とし、亜音速機としてはB-747、超音速機としてはF-15を想定した。また、さらに大出力のMig-31の適用についても同時に検討を行う

た。表 4.3.1-1 に B-747、F-15 をベースとした母機搭載方式の特性比較を示す。これより、全備 50 トン級のロケットを搭載するには、B-747 での背負い式が現実的である。全備 9 トン級については、B-747 はどの方式も可能である。一方、F-15 及び Mig-31 への搭載は背負い式となる。

以上より設定した、ロケットの母機搭載図を図 4.3.1-3 に示す。いずれにしても、実際の開発にあたっては、詳細な航空機情報が必要であり、母機搭載時の空力干渉、ロケット／航空機の必要クリアランス、航空機の必要改修規模等を調査した上で、最適な母機搭載方法を選定する必要がある。



図 4.3.1-1 亜音速機搭載方式



図 4.3.1-2 超音速機搭載方式

表 4.3.1-1 母機搭載方式の比較

| 発射母機   | Boeing 747                  |                            |                            | 戦闘機 (F-15)                  |                            |                            |
|--------|-----------------------------|----------------------------|----------------------------|-----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| 全長     | 70.6m                       |                            |                            | 19.5m                       |                            |                            |
| 全幅     | 64.4m                       |                            |                            | 13m                         |                            |                            |
| 全高     | 19.4m                       |                            |                            | 5.6m                        |                            |                            |
| 空虚重量   | 180.8ton                    |                            |                            | 13ton                       |                            |                            |
| 最大離陸重量 | 412.8ton                    |                            |                            | 31ton                       |                            |                            |
| 巡航速度   | M 0.85                      |                            |                            | M 2.3                       |                            |                            |
| 母機搭載方式 | 背負い式                        | 吊り下げ式<br>(胴体下)             | 吊り下げ式<br>(翼下)              | 背負い式                        | 吊り下げ式<br>(胴体下)             | 吊り下げ式<br>(翼下)              |
| 搭載可能質量 | 大<br>～70トン                  | 中<br>～20トン                 | 中<br>～20トン                 | 中<br>～15トン<br>(F-15GSE)     | 小<br>～5トン                  | 小<br>～5トン                  |
| 搭載可能寸法 | 大<br>機体上部に障害物はなく、最も積装性は良い。  | 中<br>地面、脚とのクリアランス確保要。      | 中<br>地面、脚、エンジンとのクリアランス確保要。 | 中<br>機体上部に障害物はなく、最も積装性は良い。  | 小<br>地面、脚とのクリアランス確保要。      | 小<br>地面、脚とのクリアランス確保要。      |
| 整備／運用性 | ×<br>航空機上部のため、取り付け性、整備性に劣る。 | ○<br>機体下部であり、取り付け性、整備性は良い。 | ○<br>機体下部であり、取り付け性、整備性は良い。 | ×<br>航空機上部のため、取り付け性、整備性に劣る。 | ○<br>機体下部であり、取り付け性、整備性は良い。 | ○<br>機体下部であり、取り付け性、整備性は良い。 |

※) B-747スペックはB-747-400ERの例。

※) F-15スペックは国内所有のもの。ただし、背負い式はF-15GSE (F-15E改修) の使用が前提である。

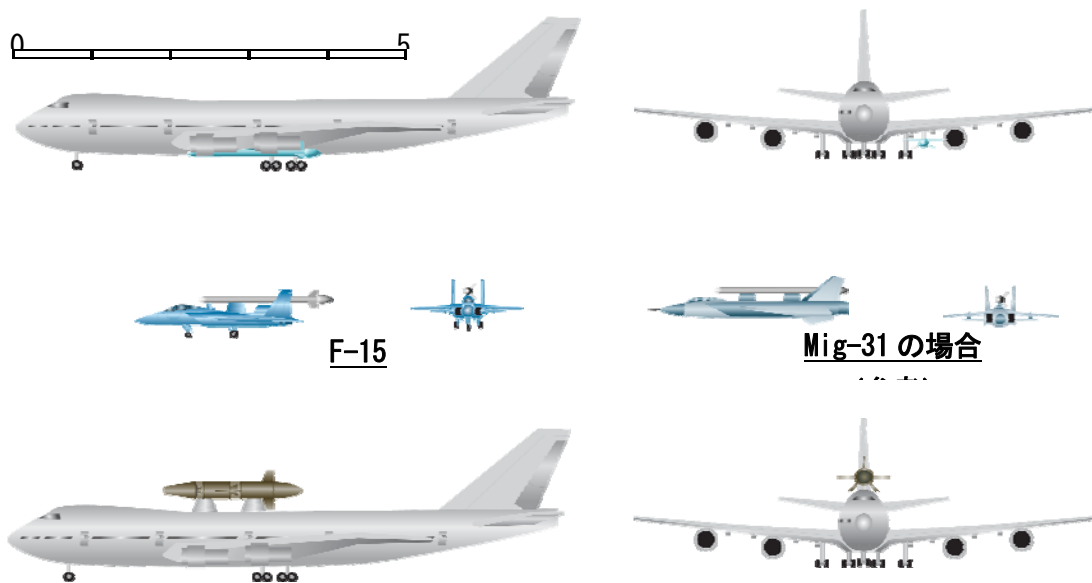


図 4.3.1-3 ロケットの母機搭載図

#### 3-4.4 組立整備、発射管制、追跡管制に関する運用構想

##### 3-4.4.1 整備・運用構想

空中発射システムのミッションシナリオにおいて設定した、即応性、利便性の実現について検討を行った。結果を、図 4.4-1～4.4-4 に示す。

##### <発射整備作業>

- 構造、推進系の発射場搬入形態はステージ単位で可能な限り完成形態に近い状態とし、火工品等の最小限の組立・艀装工程で作業が完了させる。
- アビオニクスは、発射場搬入前にシステムレベル、またはサブシステムレベルで十分な検証を行う。
- 発射場での電気系点検は以下により自動化を推進し、点検時間の短縮をはかる。
  - ・コンポーネント単位での自己診断機能の充実
  - ・シーケンス点検を機体側で実施(管制側は監視/緊急停止のみ実施)
  - ・点検データ処理(規格値との照合、トレンド評価)の自動化(管制側機能)

##### <衛星結合作業>

- 発射指令待ち状態が発生した場合、ロケットは完成形態(火工品装着済み、フェアリング内装品を除く)で保管する。
- ロケットは保管状態で定期点検が実施可能な構成とし、そのための人員を確保する。なお、定期点検は基本的に各コンポーネントの自己診断機能により実現する。
- ロケット側の移動を少なくして衛星結合を効率的に行うため、簡易クリーンブースを用いた運用を行う。

##### <Y-0 作業>

- 航空機への結合作業が効率的に実施できるようにするため、結合方式の簡素化、電気/空

調インタフェースの簡素化をはかるとともに、専用治具を用意して最小限の人員で結合作業が実施可能なようにする。

- b. 最終ドアクローズまでの作業は屋内で実施することを基本とするが、即応性、利便性の観点から空中発射の利点を活かすべく、航空機が離着陸可能な範囲での耐侯性を有するロケットシステムとする。

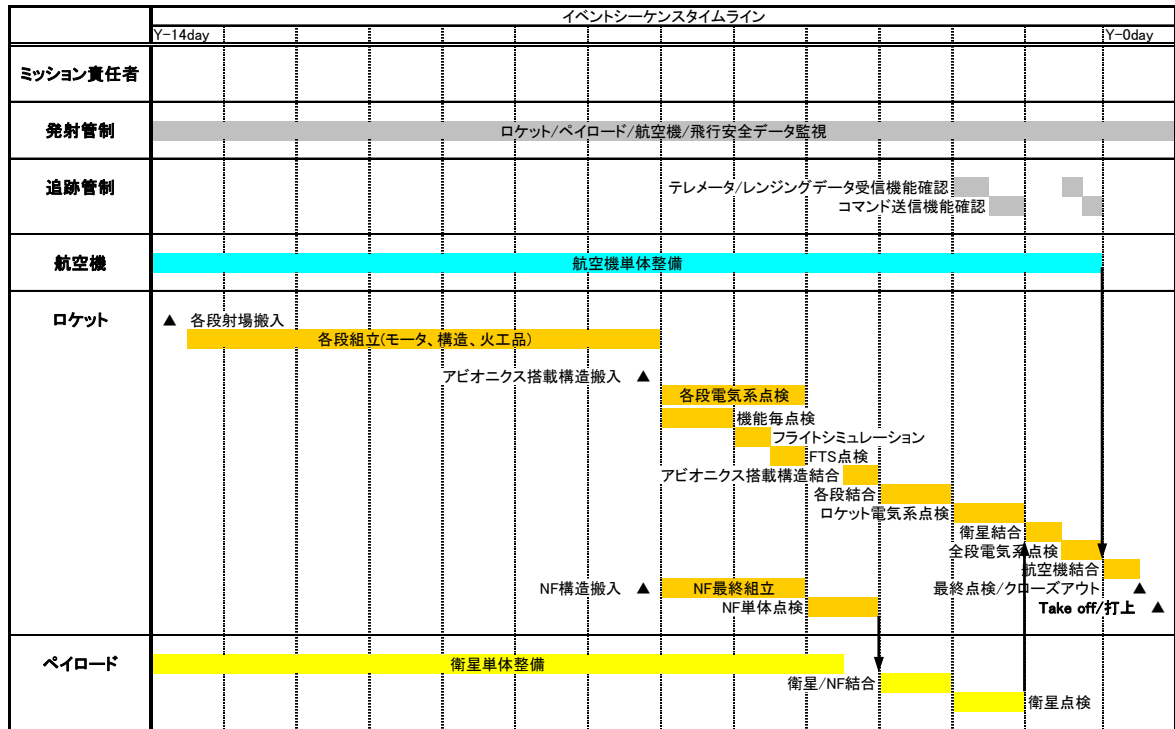


図 4.4-1： 空中発射システム 発射整備作業 運用フロー(案) <Y-14day～>

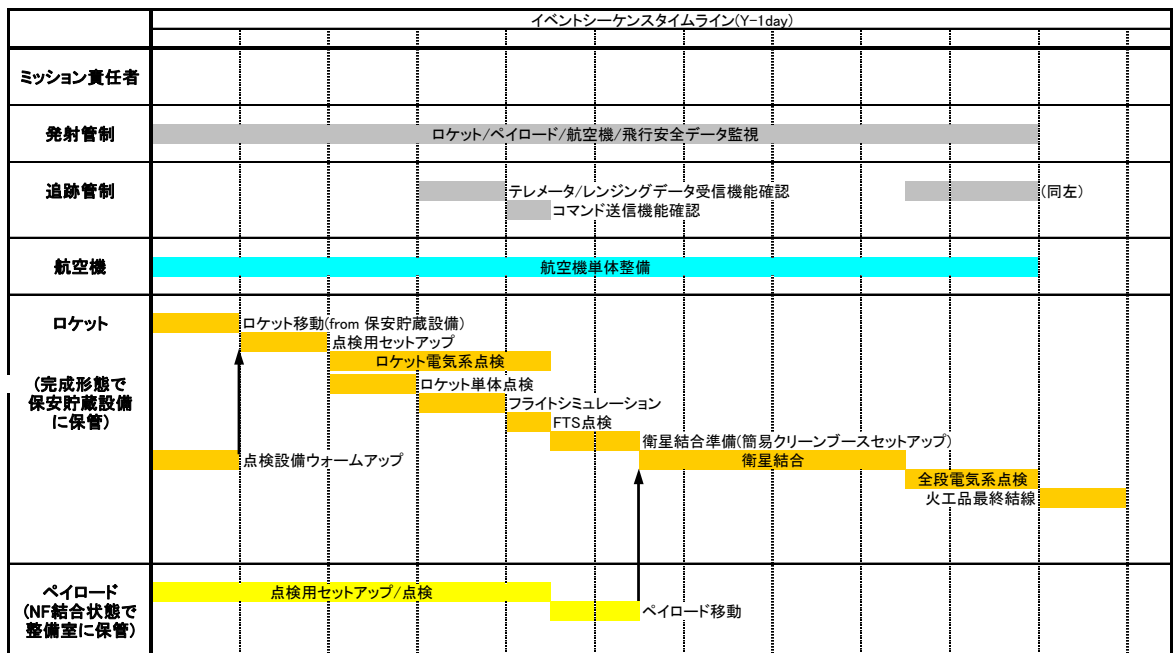


図 4.4-2： 空中発射システム 衛星結合作業(=発射指令受理) 運用フロー(案) <Y-2day>

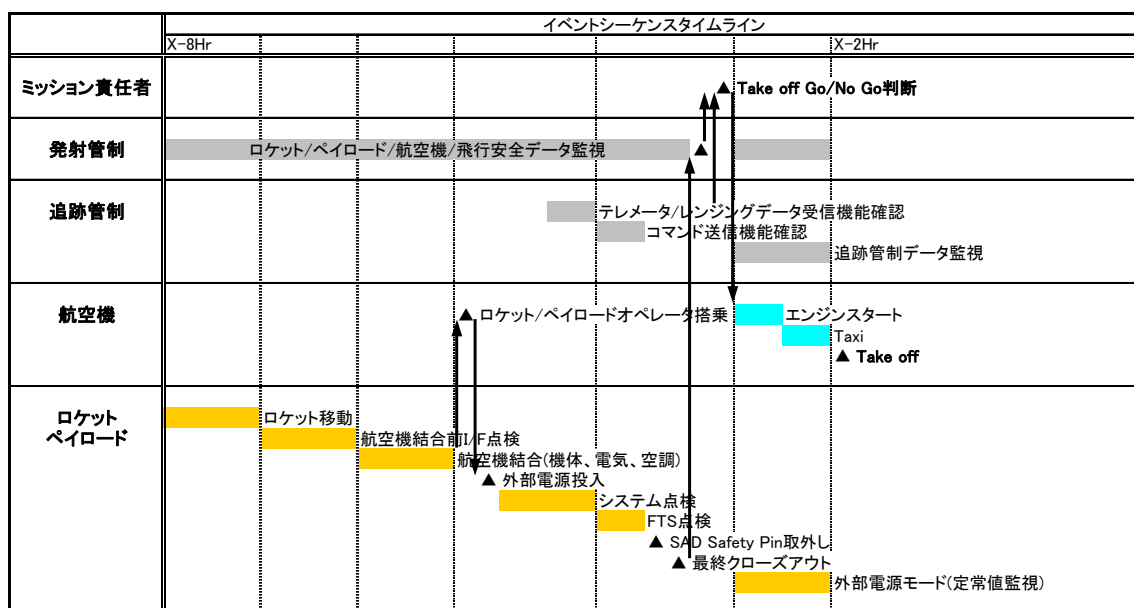


図 4.4-3： 空中発射システム Y-0 作業 運用フロー(案) <～Take off>

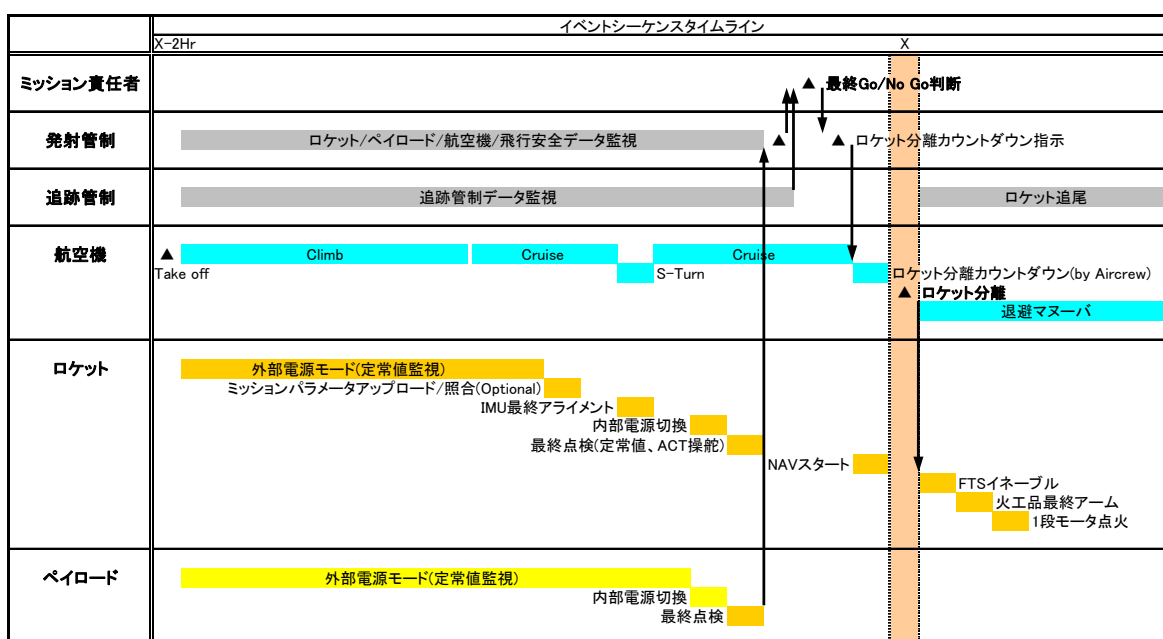


図 4.4-4： 空中発射システム Y-0 作業 運用フロー(案) <Take off～>

### 3-4.4.2 運用における機能配分

運用における機能配分のうち、空中発射システム固有の運用体制となる航空機離陸後についての検討を行った。

原則的には運用に関わる実施責任は当該システムのプログラム責任者にあるが、打上げ当日の航空機への遠隔指示等に対して迅速に対応する必要があることなどから、航空機離陸後の地上、航空機の機能配分を以下の通りとした。

表 4.4-1： 航空機離陸後～ロケット分離までの運用における機能配分 (1/2)

| 機能要素     | 機能配分                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |
|----------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 地上(発射管制) | <ul style="list-style-type: none"> <li>最終 Go/No Go 判断<br/>各系からの監視状況を集約の上、最終的なロケット分離の判断を実施。判断の実施はミッション責任者が行う。</li> <li>打上げに関わる各系への指示<br/>ミッション責任者の指示のもと、あるいは代行執行承認のもとで発射管制指揮者(LC)が各系への指示を行う。</li> <li>航空機の状態監視<br/>航空管制側からの情報 and/or 航空機無線からの直接伝達情報により、航空機の飛行状況の監視を行う。異常が発生した場合は直ちに LC へ報告する義務を有する。</li> <li>ロケットの状態監視<br/>ロケットからのテレメータ情報により、ロケットの状態監視を行う。異常が発生した場合は直ちに LC へ報告する義務を有する。</li> <li>その他の状態監視<br/>飛行安全、地上安全(Take off 前のみ)、気象(Take off 前のみ)に関する情報の監視を行う。異常が発生した場合は直ちに LC へ報告する義務を有する。</li> </ul> |
| 地上(追跡管制) | <ul style="list-style-type: none"> <li>追跡データ監視<br/>ロケットからの追跡データを監視し、発射管制側へ送信する。異常が発生した場合は直ちに LC へ報告する義務を有する。</li> </ul>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |

表 4.4-1： 航空機離陸後～ロケット分離までの運用における機能配分 (2/2)

| 機能要素 | 機能配分                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
|------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 航空機  | <ul style="list-style-type: none"> <li>ロケット分離の実施<br/>最終 Go/No Go 判断の後、LC からの分離指示を受けてカウントダウン、分離を実行する。<br/>分離の実行は Air Crew が行う。<br/>航空機にとって fatal となり得る異常が発生しない限り、指示によらないロケット分離は許容されない。<br/>なお、LC からの分離指示後の Abort 判断権限は Air Crew に移行する。</li> <li>航空機飛行状態の報告<br/>航空機の飛行状態を航空管制 and/or 発射管制へ報告する義務を有する。報告の実行は Air Crew が行う。</li> <li>ロケットのオペレーション<br/>LC からの指示に基づき、ロケットへの自動/手動制御を行う。<br/>制御の実行は航空機に搭乗したオペレータが行う。<br/>オペレータはロケットの状態監視を補佐的に実行するが、独自の判断によるオフノミナルの制御を行ってはならない。</li> <li>ロケット状態監視データの中継<br/>ロケットのテレメータデータの中継を行う。<br/>中継機能は専用装置により行われる。</li> <li>ペイロードのオペレーション<br/>LC からの指示に基づき、ペイロードへのオペレーションを行う。<br/>実行は航空機に搭乗したオペレータが行う。<br/>オペレータは独自の判断によるオフノミナルの制御を行ってはならない。</li> </ul> |
| ロケット | <ul style="list-style-type: none"> <li>安全機能<br/>航空機搭乗員の安全を確保するため、ロケット分離が検出されるまで破壊機能、その他の火工品点火機能に対するインヒビット機能を有する。<br/>なお、ロケット機能の暴走による安全機能の喪失を防止するため、カウントダウンシーケンスは航空機側から実施する。</li> </ul>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                             |

3-4.5 発射管制、追跡管制システムの構想

3-4.5.1 発射用航空機搭載システム

発射用航空機に搭載されるシステムは、前項での機能配分に基づき表 4.5-1 の構成要素からなる。

表 4.5-1： 発射用航空機システム構成要素概要

| 空中発射システム構成       |  | 構成要素                                                               |
|------------------|--|--------------------------------------------------------------------|
| 空中発射システム         |  | —                                                                  |
| 発射用航空機システム       |  | —                                                                  |
| 発射用航空機           |  | 3-4.3項による                                                          |
| ロケットシステムインタフェース系 |  | —                                                                  |
| ロケット搭載構造系        |  | -ロケット搭載構造                                                          |
| ロケット分離機構系        |  | -結合用フック<br>-油圧アクチュエータ                                              |
| ロケット空調系          |  | -空調設備<br>-ケーブルダクト                                                  |
| ロケット監視/制御系       |  | -ロケット監視/端末<br>-ロケット監視/モニタ用ソフトウェア<br>-外部電源<br>-データ中継装置<br>-ロケット分離装置 |
| ペイロード監視/制御系      |  | -ペイロード監視/制御端末<br>-ペイロード監視/制御用ソフトウェア                                |
| 発射管制システムインタフェース系 |  | —                                                                  |
| 発射用航空機飛行監視データ送信系 |  | -データ送受信装置<br>-データ送信用アンテナ                                           |
| ロケットデータ中継系       |  | -テレメータデータ受信用アンテナ<br>-アテネータ<br>-データ受信側調整装置                          |
| ペイロードデータ中継系      |  | TBD                                                                |
| 音声連絡系            |  | -航空機無線用トランスシーバ<br>-HFアンテナ<br>-ヘッドセット                               |

これらのうち、特に発射管制システムインタフェースに関わる部分についての構成概案図を図 4.5-1 に示す。

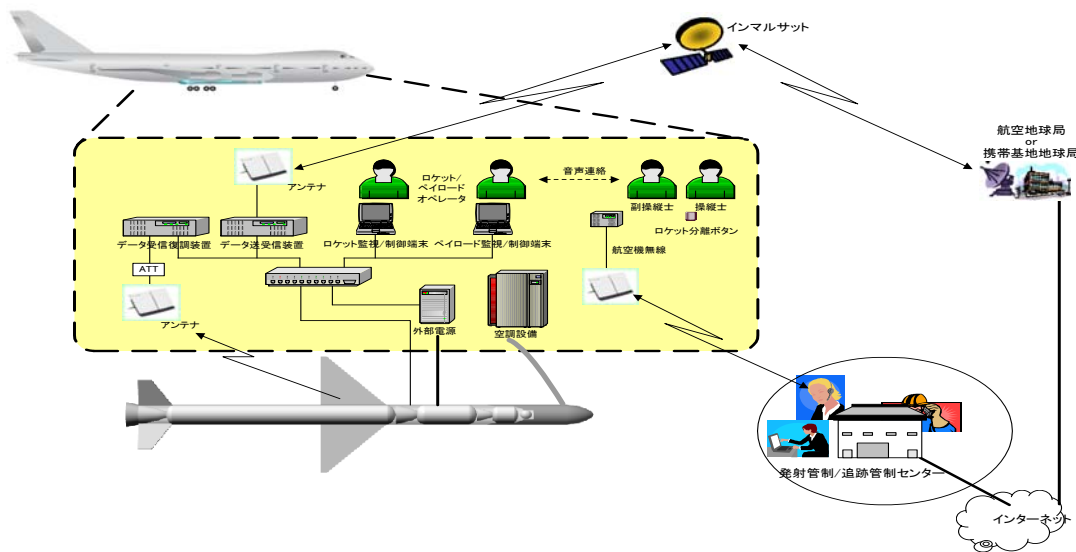


図 4.5-1： 空中発射システム 発射用航空機 発射管制システムインタフェース構成 構想図案

### 3-4.5.2 発射管制システム

発射管制システムは、前項での機能配分に基づき表 4.5-2 の構成要素からなる。

表 4.5-2： 発射管制システム構成要素概要

| 空中発射システム構成 |        |          |        | 構成要素                                                                                                           |
|------------|--------|----------|--------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 空中発射システム   | 管制システム | 発射管制システム | 発射管制卓  | ・発射管制卓(LC用端末)<br>・発射管制卓用ソフトウェア                                                                                 |
|            |        |          | モニタ端末  | ・モニタ端末(誘導制御系)<br>・モニタ端末(TVC/RCS系)<br>・モニタ端末(アビオ系)<br>・モニタ端末(安全管理)<br>・モニタ端末(発射場設備)<br>・大型ディスプレイ<br>・モニタ用ソフトウェア |
|            |        |          | コマンド端末 | ・コマンド端末#1<br>・コマンド端末#2<br>(大型モニタ制御端末と共用)<br>・コマンド用ソフトウェア                                                       |
|            |        |          | データサーバ | ・データサーバ#1<br>・データサーバ#2<br>・データサーバ管理用ソフトウェア                                                                     |
|            |        |          | ネットワーク | ・ゲートウェイ<br>・HUB<br>・プリンタ<br>・音声連絡装置<br>・無停電電源                                                                  |
|            |        |          |        |                                                                                                                |

なお、上表には管制支援システム(飛行安全系、地上安全系、気象系、地上通信系、航空機—管制間通信系)は含まない。

これら成概案図を図 4.5-2 に示す。

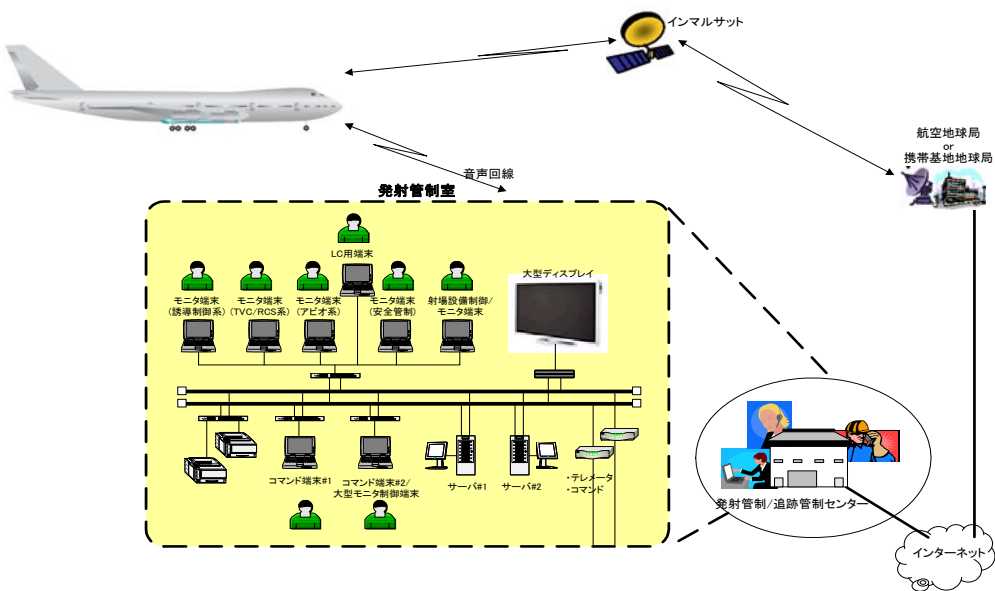


図 4.5-2： 空中発射システム 発射管制システム構成 構想図案

### 3-4.5.3 ロケット追跡システム調査

#### a. 調査の目的

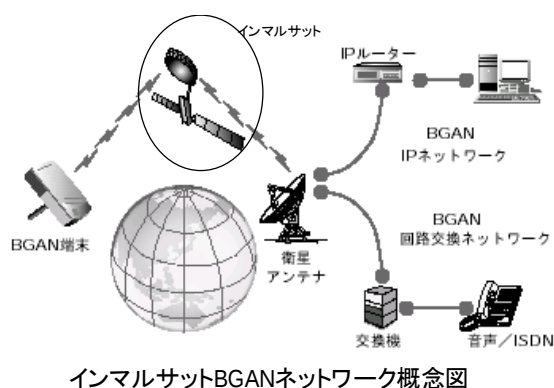
ロケット追跡管制システム構成の簡素化、及び空中発射の利点の一つである打上げ地点の自在性、を実現すべく、既存の追跡管制システムに囚われない新たなシステム構成になり得る幾つかの候補について調査した。調査は、商用の衛星（インマルサット BGAN）、JAXA の技術試験衛星（ETS-VIII、WINDS））及び類似技術（ドップラーレーダ、GPS metric tracking）について実施した。

#### b. 調査結果

各調査対象について、仕様調査を実施した。技術試験衛星については独立行政法人情報通信研究機構との共同研究により実験運用の機会は確保できるが、サービスエリアが限定されること、実験衛星であることから長期的な利用は難しい。

インマルサット (BGAN)、ドップラーレーダ及び GPS metric tracking の概要を図 4.5-3、図 4.5-4 及び図 4.5-5 に示す。

インマルサットの更なる詳細はデータの入手には、別途協力協定等による枠組みの構築が必要となる。また、可搬型ドップラーレーダについては、探知距離が短いため、ロケット運用で使用するのとは他のレンジングの補完的手段か、あるいは多地域に分散配置させる必要がある。



国内では、KDDIネットワーク&ソリューションズがサービスを提供

インマルサットBGANサービス概要

|         |                                                      |
|---------|------------------------------------------------------|
| サービス名   | インマルサットBGAN                                          |
| 使用衛星    | インマルサット第4世代                                          |
| サービスエリア | 左下図参照                                                |
| 通信内容    | IP通信(常時接続)                                           |
| 符号化方式   | Turbo Coding+FEC                                     |
| 通信速度    | 492kbps max.<br>(ベストエフォート型)                          |
| 使用周波数   | Lバンド<br>(上り:1626.5~1660.5MHz)<br>(下り:1525 ~1559 MHz) |
| 変調方式    | 上り:16QAMおよび $\pi/4$ -QPSK<br>下り:16QAM及びQPSK          |
| 再送制御    | なし<br>(FEC率0.33~0.85(回線品質(G/No)による))                 |
| データ損失   | ハンドオーバー時損失発生確率: $10^{-3}$                            |
| 航空機用端末  | 現在なし(国外/国内で開発中)                                      |
| その他の通信  | 音声通信:-(ISDNとの同時利用不可)<br>ISDN通信:64kbps(多回線化可能)        |
| 備考      | チャンネル占有(リース)サービスは未実施                                 |

:課題

図 4.5-3 (1/2) ロケット追跡システム調査～衛星通信(民間インフラ)技術  
＜インマルサット (BGAN)＞

◇サービスエリア(スポットビームエリア)

➤右図にサービスエリア例を示す

✓日本エリアは3号機でカバー

✓3号機投入経度178° E

✓3号機打上げ予定は2007年

◇衛星側主要諸元

➤基本的に非開示

✓インマルサット社とNDAを結び、使用用途を明確にした上で開示される

◇その他(端末開発状況)

➤地上設置型は販売されている(海外製)

➤航空用/船舶用は来年以降に販売予定

✓国内メーカーも船舶用を中心に開発中の模様

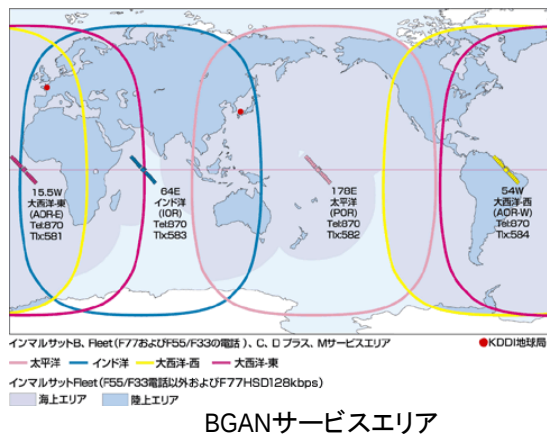


図 4. 5-3 (2/2) ロケット追跡システム調査～衛星通信(民間インフラ)技術  
 <インマルサット(BGAN)>

海外ではUAVのTake off/ Landing時のレンジング用等として開発  
 (探知距離: ～数100km)



ドップラーレーダー+光学+IRの組み合わせ

最大探知距離とアンテナ径/電力との関係(例)

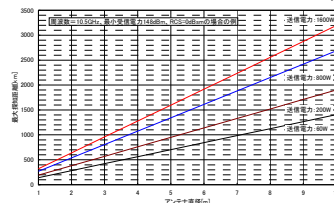


図 4. 5-4 ロケット追跡システム調査～海外/他分野での活用技術  
 <ドップラーレーダー>



海外の例:  
 Range Safety GPS Metric Tracking Units(VBITS)  
 by SIL Inc.

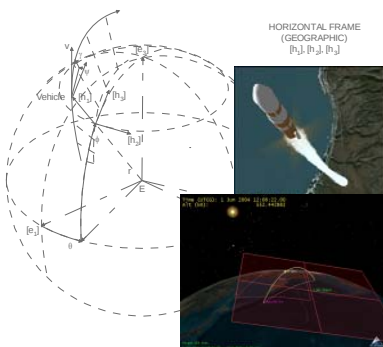
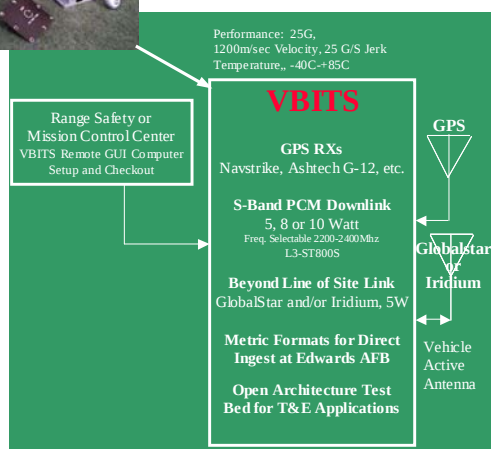


図 4. 5-5 ロケット追跡システム調査～海外/他分野での活用技術 GPS metric tracking

#### 3-4.5.4 追跡管制システム開発構想

現有の地上局に依存しない追跡管制システムを構築するには、既存の技術をすぐに適用できる低コスト、かつ実績のあるものではなく、本システムへの適用に向けて、数ステップでの開発が必要である。この場合のキーとなる技術要素は大きく以下の2つとなる。

- ・GPSを用いたレンジングと飛行安全機能の自律化
- ・衛星通信を利用したデータ伝送

##### <GPSを用いたレンジングと飛行安全機能の自律化>

GPSは現在小型ロケットを中心に複合航法装置として搭載されるケースが多くなっており、世界的に宇宙用(ロケット用)としての適用研究が盛んに行われている。参考として、欧米、及び国内の製品の幾つかを図4.5-6に示す。

近年では、オープンソースGPSも登場しており、ユーザー側で受信復調部をソフトウェア的にカスタマイズできる状況となっている。こういった民間技術を活かして要素開発を行い、それと並行してロケット適用へ向けて品質/信頼性に関する問題に取り組んでいくことが効率的な手段となろう。

また、自律型FTSについては、GPS衛星が捕捉できない場合を考慮してIMUとの複合航法を基本とし、これにデータ処理/破壊判定部、タイマ部、レンジングデータ送信部、電源部を一体型とし、2式搭載による完全二重冗長構成とする。自律型FTSの構想、及び基本構成を図4.5-7に示す。本装置は破壊判定に関わるソフトウェアを含む信頼性が最重要課題であるが、空中発射システム(特に9トクラス)の場合は小型化がもう一つの課題となる。

##### <衛星通信を利用したデータ伝送>

民間インフラによる衛星通信に利用に際しては、まず母機となる発射用航空機と地上間の通信(図4.5-8)に使用する。

BGANについては、来年度から順次航空機用端末が発売されることもあり、実現性は十分にあるものとする。ただし、将来のロケット搭載へ向けて、回線品質、及びデータ伝送遅延に対する評価を十分に行う必要がある。特に回線品質については、ハンドオーバーが発生した場合のデータ損失が $10^{-3}$ と、ロケット/衛星としての要求レベル( $10^{-6}$ )に対して悪い。また通信速度もIP通信の場合、最大492kbpsであるがベストエフォート型であるため、ISDN通信の多回線化等による利用を検討する必要がある。

いずれにしても、打上げ運用に使用する場合は、セキュリティの問題も考慮して専用回線が確保できるかどうかの一つの鍵となると考える。

本件の最終的な目標はロケットの通信系(図4.5-9)として使用することにある。

ロケットに搭載する場合、先に述べた回線品質、及びデータ伝送遅延の問題が解決された場合でも、電力供給制約からくる送信電力の問題、及び搭載性からくるアンテナサイズの問題が存在する。インマルサットの衛星諸元が入手できなかったため、同じ周波数帯(Sバンド)を使用しているETS-VIIIを例にとって回線計算を行うと、伝送電力(EIRPにて)が10dBWの場合でも回線マージン3dB以上を確保しようとする10数kbps程度の伝送レートしか実現できない。

従って、FTSの自律化のみならず、搭載機能全体を自律化することで地上でのモニタを最小化することで本システムを成立させていくというのが、全体システムとして目指すべき方向性となる。

##### <その他の追跡管制手段>

最後に、本項では深く触れなかった航空機、船舶による追跡管制について、今回検討の優先順位を下げる要因となった懸念事項を図4.5-10に示す。

これらのうち、航空機による追跡管制については、地上の可搬型追跡管制に比べて移動/配置の自由度が遥かに高いこと、諸外国でも航空機による管制を実施している/目指してい

る動きがあること、などから、今後検討していく余地は残されているものとする。

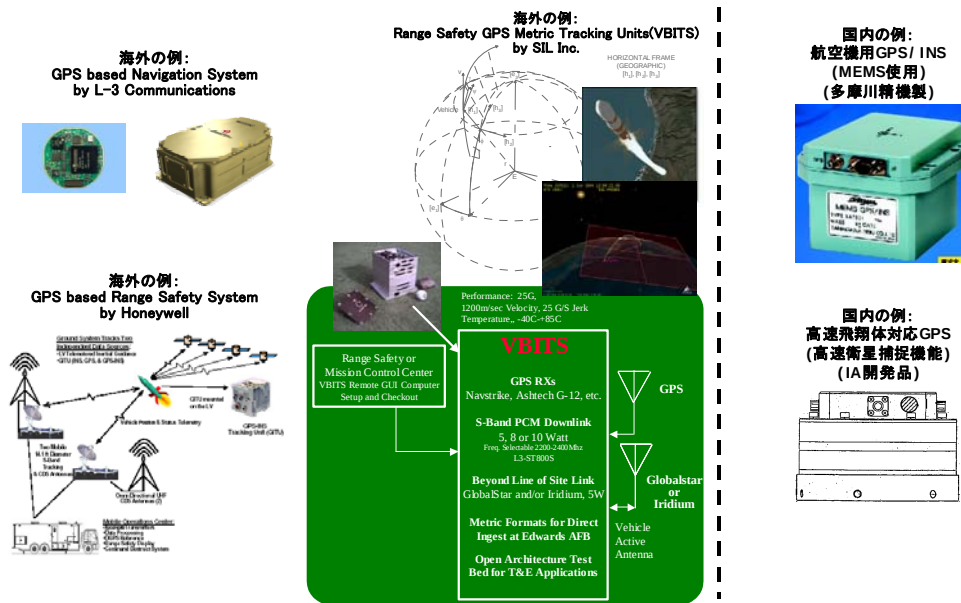
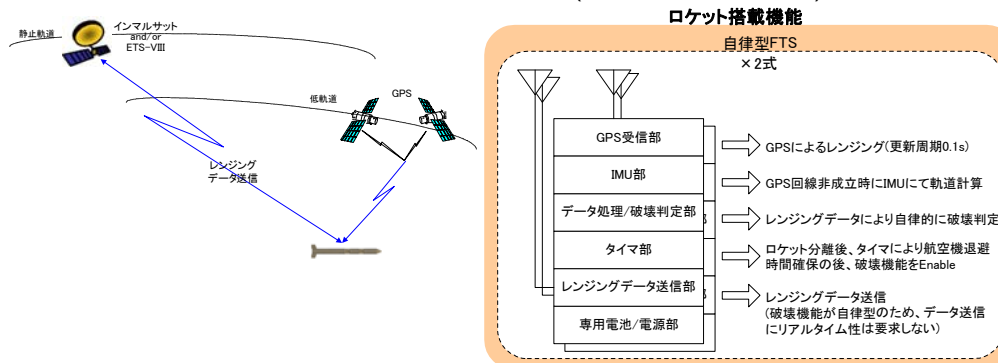


図 4.5-6 追跡管制システム開発構想～小型 GPS レンジング機器の開発

- ・小型GPSレンジング機器をベースに破壊判定機能を追加
- ・レンジングデータはリファレンスデータとして地上伝送(直接送信/または衛星経由)

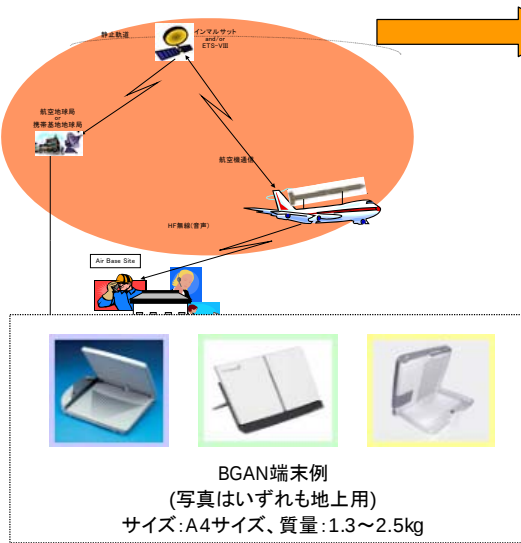


#### 【課題】

- ・機器の高信頼設計、及びミッション機器としての搭載によるフライト実証の積上げ
- ・飛行安全要求の自律型システムへの対応(人が介入しない安全システムに対する基準化)

図 4.5-7 追跡管制システム開発構想～自律型 FTS の開発

### ステップ1として、航空機用衛星通信端末を発射管制用として搭載



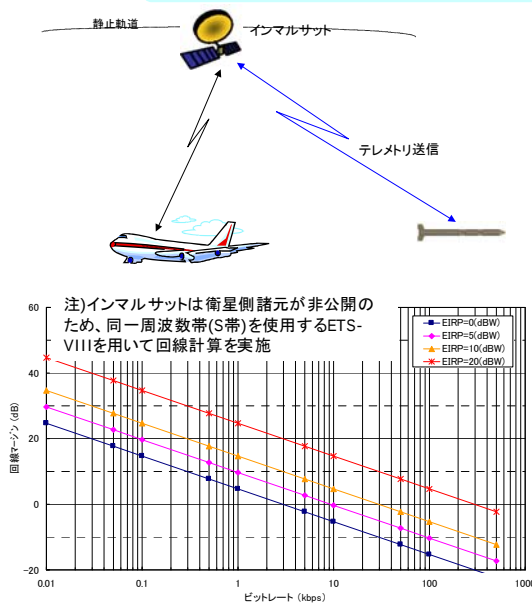
- 音声連絡 : 航空機無線(HF、VHF)
- データ通信 : **民間インフラの利用**

|         |                                                        |
|---------|--------------------------------------------------------|
| サービス名   | インマルサットBGAN                                            |
| 使用衛星    | インマルサット第4世代                                            |
| サービスエリア | 左下図参照                                                  |
| 通信内容    | IP通信(常時接続)                                             |
| 符号化方式   | Turbo Coding + FEC                                     |
| 通信速度    | 492kbps max.<br>(ベストエフォート型)                            |
| 使用周波数   | Lバンド<br>(上り: 1626.5~1660.5MHz)<br>(下り: 1525 ~1559 MHz) |
| 変調方式    | 上り: 16QAMおよびπ/4-QPSK<br>下り: 16QAM及びQPSK                |
| 再送制御    | なし<br>(FEC率0.33~0.85(回線品質(C/No)による))                   |
| データ損失   | ハンドオーバー時損失発生確率: $10^{-3}$                              |
| 航空機用端末  | 現在なし(国外/国内で開発中)                                        |
| その他の通信  | 音声通信: -(ISDNとの同時利用不可)<br>ISDN通信: 64kbps(多回線化可能)        |
| 備考      | チャンネル占有(リース)サービスは未実施                                   |

課題

図 4.5-8 追跡管制システム開発構想～衛星経由テレメータ機器の開発(航空機用)

### ステップ2として、ロケット搭載用衛星通信端末を開発



#### 【BGAN利用の場合の課題】

- ・発射管制システム(航空機通信)に同じ
  - ー通信速度(ベストエフォート型)
  - ーハンドオーバー時データ損失
  - ーセキュリティ
- ・ロケット搭載用専用端末の開発
  - ードップラーシフトを考慮した帯域設計
  - ー回線成立性の検証/アンテナの開発  
(回線計算表を左下図に示す)
  - ーType Approvalの取得  
(評価項目を下表に示す)

| BGAN用端末Type Approval取得時評価項目 |               |
|-----------------------------|---------------|
| アンテナ利得・指向特性                 | 送信位相雑音特性      |
| アンテナ偏波                      | 送信周波数範囲       |
| アンテナ軸比                      | 送信周波数精度/安定度   |
| アンテナ追尾誤差                    | 変調精度          |
| 受信特性指数                      | 送信バースト波形      |
| 受信周波数範囲                     | 受信C/No        |
| 引き込み特性                      | 送信符号化・フォーマット化 |
| パケットエラー率                    | 送信タイミング精度/安定度 |
| 選択度(妨害波特性)                  | 送信スペクトラム波形    |
| EIRP出力制御/安定度                | 受信符号化率判定      |
| 送信キャリアオフ時漏洩電力               | ドップラー付加時受信特性  |
| 送信スプリアス輻射                   |               |

図 4.5-9 追跡管制システム開発構想～衛星経由テレメータ機器の開発(ロケット用)

## ■ 航空機による追跡管制

- 発射機による分離後の追跡
- 追跡管制専用機を用意

いずれの場合も

- ・安全領域の定義及びその確保
- ・退避マヌーバと追跡との両立性

に課題があり、運用成立性の点から発射機能と追跡管制機能は分離したほうが得策との判断のもと、現段階では検討の範囲外とした

## ■ 船舶による追跡管制

この場合も

- ・安全領域の定義及びその確保
- ・海象も運用上の制約条件として追加

という課題があるため、現段階では検討の範囲外とした

図 4.5-10 追跡管制システム開発構想～追跡管制システム構成のトレードオフ要素

### 3-5 ミッション解析

打上方式による衛星打上げ能力比較を行うために、ロケット全備質量 50 トンと 9 トンの 2 主のロケットによる解析を行った。ただし、ロケットの諸元は亜音速の航空機に搭載した打上げ方式でサイジングされている。

#### 3-5.1 全備 50 トン級ロケット

上記の検証のため、ケーススタディとして、全備 50 トン級 3 段式固体ロケットを例に、空中発射、陸上発射、洋上発射の各打ち上げ方式における打ち上げ能力、飛行特性について比較検討を行った。

##### a. 検討条件

検討は、全備 50 トン級 3 段式固体ロケット（表 5-1）を使用し、地球低軌道（高度 250km 円軌道、軌道傾斜角  $31^{\circ}$ ）と太陽同期軌道（高度 500km 円軌道、軌道傾斜角  $97.4^{\circ}$ ）に投入可能なペイロード重量を算出する。射点、方位角等の発射条件を表 5-2 に示す。空中発射システムにおける発射母機は民間機（B747）を想定し、亜音速水平発射方式（ペガサス同様の打ち上げ方式）を前提とした。

##### b. 検討結果

表 5-3 に空中発射、陸上発射、洋上発射システムの打ち上げ能力比較を示す。また、各打ち上げ方式での LE0、SS0 に対する損失速度の比較を図 5-1 に、図 5-2 に各発射方式での SS0 投入時の IIP 経路を示す。空中発射の飛行プロファイルを、図 5-3 に示す。

表 5-1 全備 50 トン級ロケットの機体諸元<sup>注 1)</sup>

| 項 目    |         |         | 空中発射   | 陸上・洋上発射 | 備考                                    |
|--------|---------|---------|--------|---------|---------------------------------------|
| 質量特性   | 1 段     | 構造 kg   | 4600   | 3600    | ・空中発射は、翼構造追加等による増分として 1000kg 増を想定     |
|        |         | 推進薬 kg  | 30000  | ←       | ・M-V ロケット 2 段モータ (M-25) クラス           |
|        | 2 段     | 構造 kg   | 2400   | ←       | ・ノーズフェアリング質量を含む                       |
|        |         | 推進薬 kg  | 10000  | ←       | ・M-V ロケット 3 段モータ (M-34) クラス           |
|        | 3 段     | 構造 kg   | 297    | ←       | —                                     |
|        |         | 推進薬 kg  | 3280   | ←       | ・M-3SII ロケット 3 段モータ (M-3B) クラス        |
|        | 全備質量 kg |         | 50577  | 49577   | ・ペイロード質量を除く                           |
| 推進特性   | 1 段     | 真空比推力 s | 292    | 280     | ・空中発射時は開口比 31、<br>・陸上・洋上発射時は開口比 20 相当 |
|        |         | 真空推力 kN | 1360   | 1310    |                                       |
|        |         | 燃焼時間 s  | 63     | ←       |                                       |
|        | 2 段     | 真空比推力 s | 301    | ←       | —                                     |
|        |         | 真空推力 kN | 295    | ←       | —                                     |
|        |         | 燃焼時間 s  | 100    | ←       | —                                     |
|        | 3 段     | 真空比推力 s | 293    | ←       | —                                     |
|        |         | 真空推力 kN | 135    | ←       | —                                     |
|        |         | 燃焼時間 s  | 70     | ←       | —                                     |
| 姿勢制御方式 | 1 段     |         | 空力操舵   | TVC     | —                                     |
|        | 2 段     |         | TVC+SJ | ←       | —                                     |
|        | 3 段     |         | スピン安定  | ←       | —                                     |

注 1) 機体諸元は参考文献 (5-1) をベースに設定したものである。

表 5-2 全備 50 トン級ロケットの発射条件

|      | 射点                                      | 発射上下角 (°)    | 発射方位角 (°)                           | ロケット発射時の初期対地速度 (m/s) | 備考                                                                                                  |
|------|-----------------------------------------|--------------|-------------------------------------|----------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 空中発射 | ・紀伊半島沖 <sup>注 1)</sup><br>・上空 (高度 10km) | 0<br>(水平発射)  | 90<br>(LEO 投入時)<br>191<br>(SSO 投入時) | 200                  | ・発射上下角はロケット点火時に 0° (地表面に対して水平) とした。<br>・SSO 投入時の発射方位角は、打ち上げ能力上最適な方位に設定<br>・初期対地速度は発射母機 (B747) の巡航速度 |
| 陸上発射 | ・JAXA 内之浦射点 (USC)<br>・地上 (高度 250m)      | 90<br>(垂直発射) | 90<br>(LEO 投入時)<br>150<br>(SSO 投入時) | 0                    | ・SSO 投入時の発射方位角は、飛行安全上の制約 (射点近傍、近海島嶼部の回避) により制限される南最大角に設定<br>(南最大角の設定については、別途詳細な飛行安全検討が必要である)        |
| 洋上発射 | ・紀伊半島沖 <sup>注 1)</sup><br>・海上 (高度 0m)   | 90<br>(垂直発射) | 90<br>(LEO 投入時)<br>191<br>(SSO 投入時) | 0                    | ・SSO 投入時の発射方位角は、打ち上げ能力上最適な方位に設定                                                                     |

注 1) 空中・洋上発射の場合、LEO 投入時には赤道付近の海上 (上空) から、真東方向に打ち上げるのが最も効率的である。ここでは、陸上発射と同一の軌道傾斜角 (31°) への打ち上げ能力比較を目的として、射点位置を選定したものである。なお、ケーススタディとして、赤道上からの発射の場合についても追加検討を行っており、結果を示している (表 5-3 で軌道傾斜角 0° のケース)。

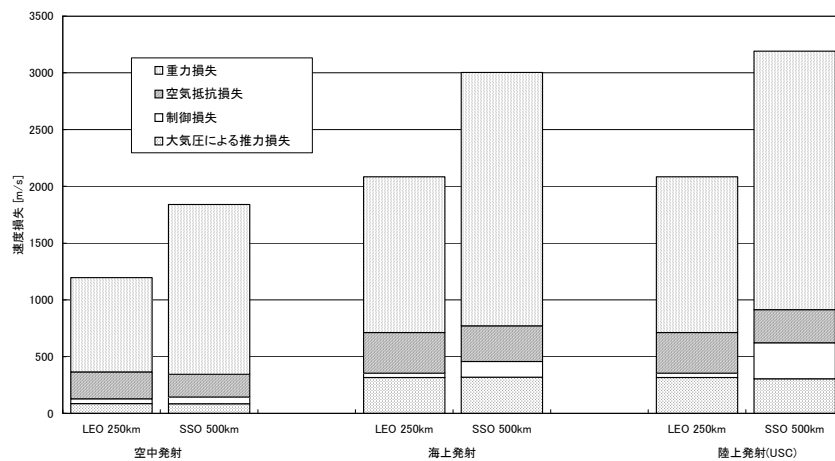


図 5-1 50 トン級ロケット各打ち上げ方式での LEO、SSO に対する速度損失

表 5-3 空中発射、陸上発射、洋上発射システムの打ち上げ能力比較  
(単位：kg)

|                                |           | 空中発射 | 陸上発射          | 洋上発射 |
|--------------------------------|-----------|------|---------------|------|
| LEO 250km<br>円軌道               | 軌道傾斜角 31° | 1140 | 680           | 680  |
|                                | 軌道傾斜角 0°  | 1190 | —<br>(打ち上げ不可) | 720  |
| SSO 500km 円軌道<br>(軌道傾斜角 97.4°) |           | 660  | 250           | 305  |

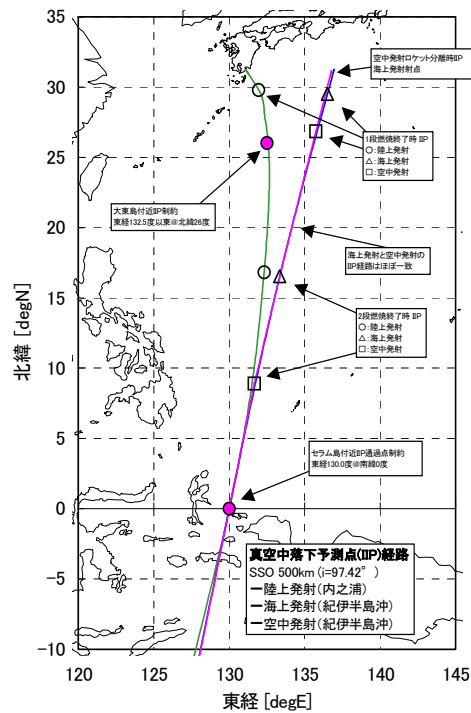


図 5-2 50 トン級ロケット各打ち上げ方式での SSO 投入時の IIP 経路

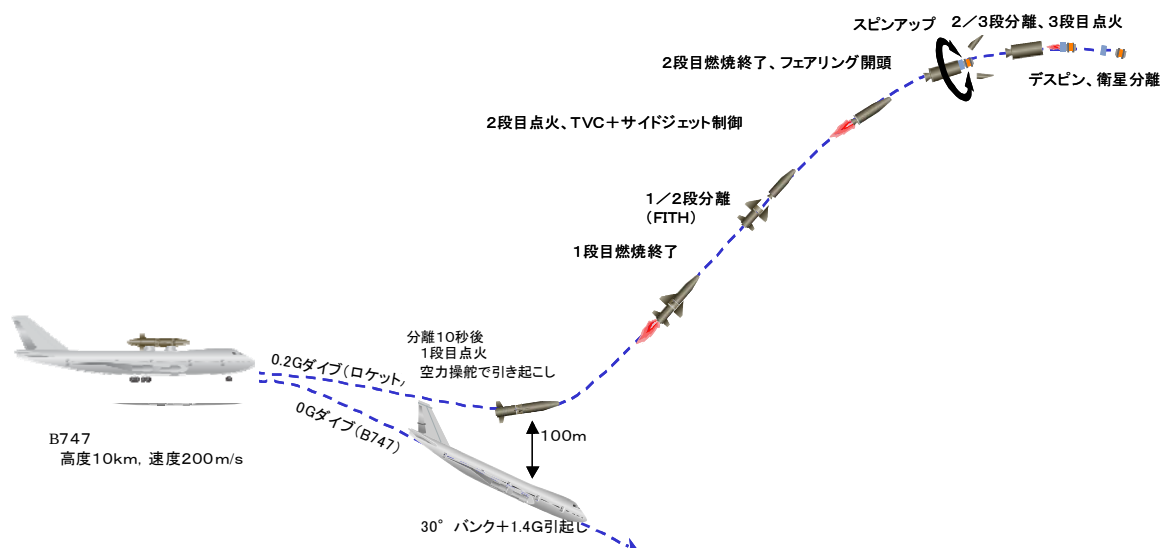


図 5-3 50 トン級ロケット空中発射方式の飛行プロファイル

### 3-5.2 全備 9 トン級ロケット

本項では軍用超音速機の適用も考慮し、空中発射打ち上げ方式による比較として、約 100kg のマイクロ衛星を地球低軌道への打上げる全備 9 トン級 3 段式固体ロケットを使用し、亜音速水平発射方式と、超音速ズームフライト方式の打ち上げ能力、飛行特性について比較検討を行った。検討の対象とした発射母機は、亜音速機として B-747 及び C-130、超音速機として F-15 及び Mig-31 とした。

注：超音速ズームフライト方式

空中発射システムのさらなる能力向上案の一つとして、米国を含む諸外国で、軍用機（超音速機）を発射母機である。本方式による、発射母機ズームフライト～ロケット分離～1 段点火プロファイルの一例を図 5-4 に示す。

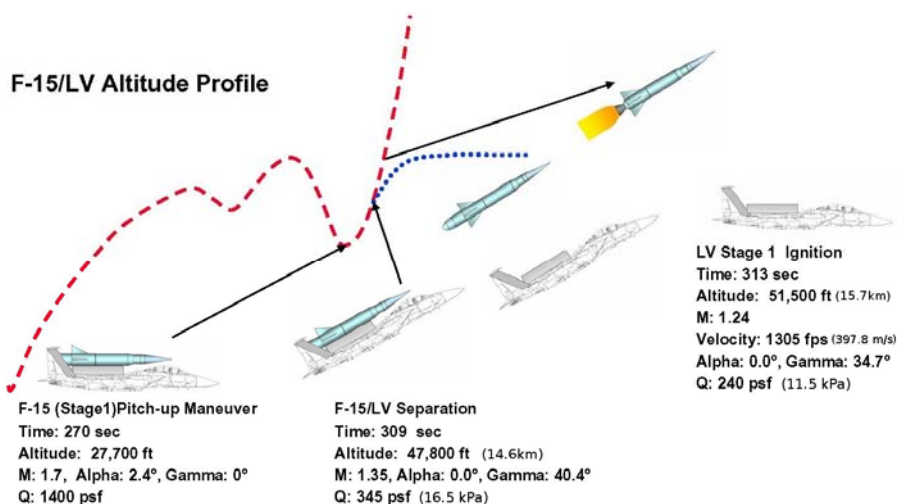


図 5-4 超音速ズームフライト方式の分離～点火プロファイル例

a. 検討条件

検討は、全備 9 トン級 3 段式固体ロケット（表 5-4）を使用し、地球低軌道（高度 250km 円軌道、軌道傾斜角  $31^{\circ}$ ）と太陽同期軌道（高度 500km 円軌道、軌道傾斜角  $97.4^{\circ}$ ）に投入可能なペイロード重量を算出する。射点、方位角等の発射条件を表 5-5 に示す。発射母機は、亜音速水平発射方式（B747、C-130）及び超音速ブームフライト方式（F-15、Mig-31）とした。

なお、上記 2 つの打ち上げ方式の飛行プロファイルを図 5-5、6 にそれぞれ示す。代表例として、亜音速水平発射は発射母機 B-747 の場合、超音速ブームフライト方式は発射母機 F-15 の場合を示している。

b. 検討結果

表 5-6 に各打ち上げ方式の打ち上げ能力比較を示す。

打ち上げ方式による損失速度の比較のため、亜音速空中発射方式（B-747）、超音速ブームフライト方式（F-15）での LE0、SS0 に対する損失速度の比較を、図 5-7 に示す。

今回の検討では、他の打ち上げ方式との比較のため、発射地点を紀伊半島沖の海上としているため、全ケースで 2 段落下点がインドネシアの島嶼部に入り込んでおり、飛行安全上の課題がある。ただし、発射地点の自由度が高いことが空中発射のメリットであり、発射地点を変更することで回避可能である。

表 5-4 全備 9 トン級ロケットの機体諸元

| 項 目     |           |         | 全備 9 トン級    | 備考                             |
|---------|-----------|---------|-------------|--------------------------------|
| 質量特性    | 1 段       | 構造 kg   | 898         | ・翼構造を含む                        |
|         |           | 推進薬 kg  | 5850        | —                              |
|         | 2 段       | 構造 kg   | 174         | —                              |
|         |           | 推進薬 kg  | 1400        | —                              |
|         | 3 段       | 構造 kg   | 135         | —                              |
|         |           | 推進薬 kg  | 360         | —                              |
|         | フェアリング kg |         | 55          | ・2 段構造扱い                       |
| 全備質量 kg |           | 8872    | ・ペイロード質量を除く |                                |
| 推進特性    | 1 段       | 真空比推力 s | 280         | ・開口比 20 相当                     |
|         |           | 真空推力 kN | 最大 400      | ・S-520 観測ロケット 1 段モータ<br>相似パターン |
|         |           | 燃焼時間 s  | 50          |                                |
|         | 2 段       | 真空比推力 s | 295         | —                              |
|         |           | 真空推力 kN | 最大 110      | ・SRB-A(204) 相似パターン             |
|         |           | 燃焼時間 s  | 53          |                                |
|         | 3 段       | 真空比推力 s | 295         | —                              |
| 真空推力 kN |           | 最大 20   | ・矩形近似パターン   |                                |

表 5-5 全備 9 トン級ロケット（空中発射システム）の発射条件

| 打ち上げ方式           |                          | 発射母機   | 射点                           | 発射上下角<br>(°)    | 発射方位角<br>(°)                        | ロケット<br>発射時の<br>初期対地速<br>度<br>(m/s) | 備考                                                            |
|------------------|--------------------------|--------|------------------------------|-----------------|-------------------------------------|-------------------------------------|---------------------------------------------------------------|
| 空<br>中<br>発<br>射 | 亜音速<br>水平発射<br>方式        | B-747  | ・紀伊半島沖<br>・上空<br>(高度 12km)   | 0<br>(水平発<br>射) | 90<br>(LEO 投入時)<br>191<br>(SSO 投入時) | 237<br>(M=0.8)                      | ・発射上下角はロケッ<br>ト点火時に 0°（地表面<br>に対して水平）とした<br>(ペガサスと同様)         |
|                  |                          | C-130  | ・紀伊半島沖<br>・上空<br>(高度 10km)   | ↑               | ↑                                   | 180<br>(M=0.6)                      | ・初期対地速度は発射<br>母機の巡航速度                                         |
|                  | 超音速<br>ブームフ<br>ライト方<br>式 | F-15   | ・紀伊半島沖<br>・上空<br>(高度 15km)   | 最適経路角           | ↑                                   | 433<br>(M=1.5)                      | ・発射上下角はブーム<br>フライトによって、打ち<br>上げ能力上最適となる<br>経路角に設定できるも<br>のと仮定 |
|                  |                          | Mig-31 | ・紀伊半島沖<br>・上空<br>(高度 17.5km) | ↑               | ↑                                   | 740<br>(M=2.5)                      | ・初期対地速度は発射<br>母機のブームフライト<br>飛行後速度                             |

表 5-6 全備 9 トン級ロケット（空中発射システム）の打ち上げ能力比較

| 打ち上げ方式                                   | 亜音速<br>水平発射                                          |                                                      | 超音速<br>ブームフライト                                               |                                                                  |
|------------------------------------------|------------------------------------------------------|------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------|
| 発射母機<br>分離時条件                            | <b>B-747</b><br>高度 12km<br>M=0.8<br>$\gamma=0^\circ$ | <b>C-130</b><br>高度 10km<br>M=0.6<br>$\gamma=0^\circ$ | <b>F-15</b><br>高度 15km<br>M=1.5<br>$\gamma \approx 40^\circ$ | <b>Mig-31</b><br>高度 17.5km<br>M=2.5<br>$\gamma \approx 30^\circ$ |
| LEO250km 円軌道<br>(軌道傾斜角 $31^\circ$ )      | 145                                                  | 130                                                  | 195                                                          | 260                                                              |
| SSO500km 円軌道<br>(軌道傾斜角<br>$97.4^\circ$ ) | 70                                                   | 60                                                   | 105                                                          | 150                                                              |

単位：kg

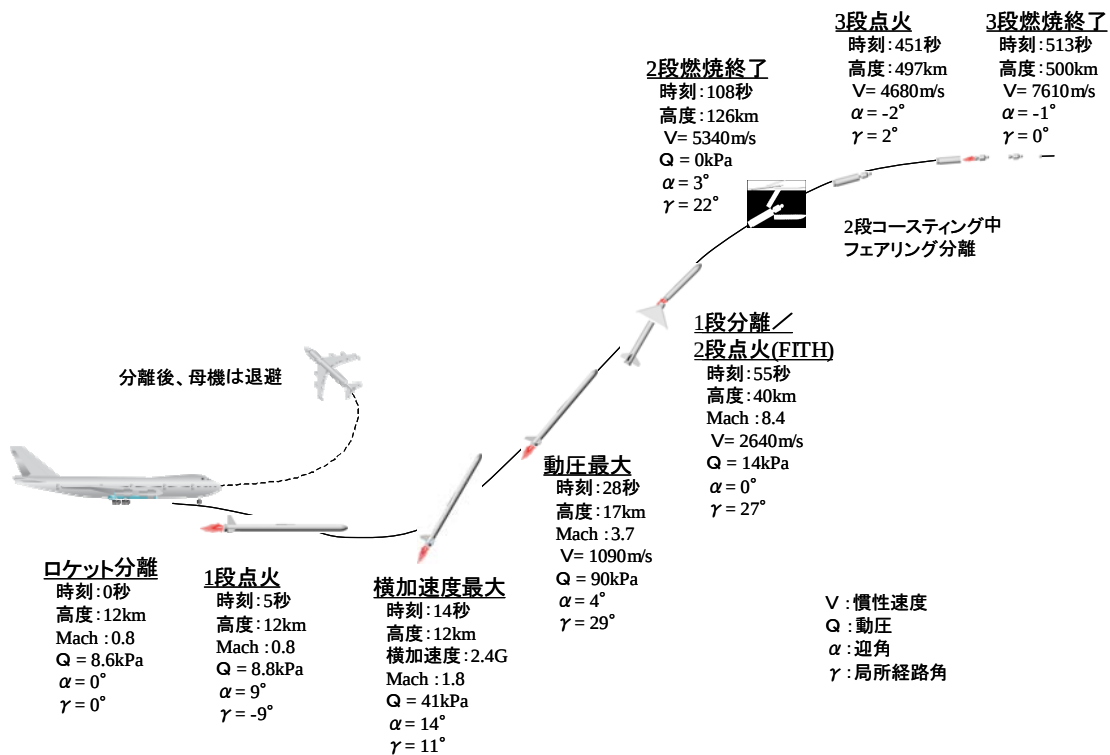


図 5-5 9 トン級ロケット 亜音速水平発射 (B747) SS0500km 投入時の飛行プロファイル

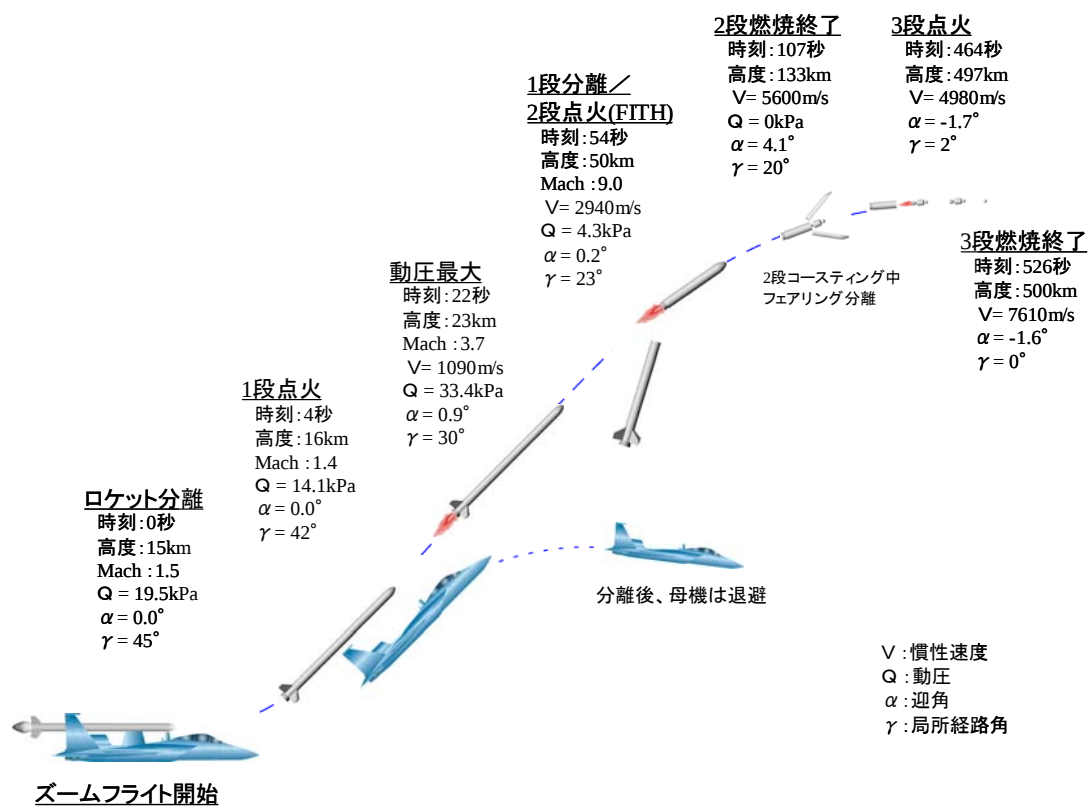


図 5-6 9 トン級ロケット 超音速空中発射 (F-15) SS0500km 投入時の飛行プロファイル

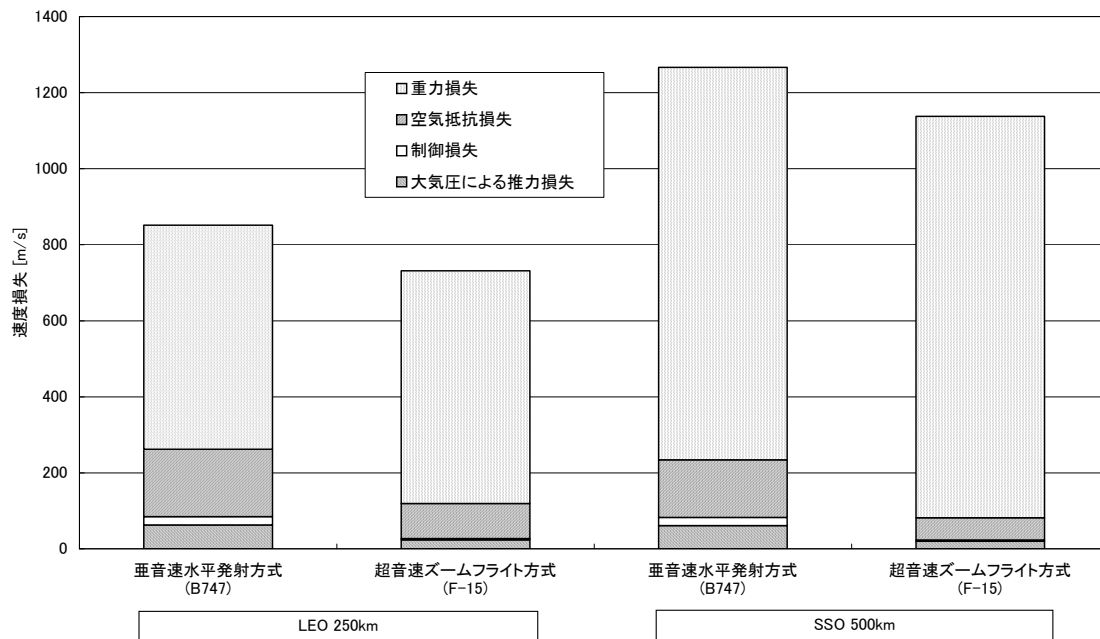


図 5-7 9 トン級ロケット各打上げ方式での LEO、SSO に対する速度損失

### 3-5.3 9 トン級ロケットによる陸上／洋上発射の場合の打上げ能力

9 トン級ロケットによる陸上発射と洋上発射の打上げ能力について検討を行った。

#### a. 検討条件

陸上発射用のロケットは、空中発射の 9 トン級ロケットから主翼構造 250kg を除いたものとし、その他の機体構成は 9 トン級ロケットと同一とする。軌道は、地球低軌道（高度 250km 円軌道、軌道傾斜角  $31^\circ$ ）と太陽同期軌道（高度 500km 円軌道、軌道傾斜角  $97.4^\circ$ ）とし、ペイロード重量を算出する。陸上発射は、内之浦（垂直発射）とし、SSO のケースでは、1 段燃焼中はインプレーン軌道とし、2 段点火以降、ヨーマヌーバにより経路を南へ向ける。

洋上発射の場合は紀伊半島沖（垂直発射）からの打上げとし、発射方位角に制限はないことから、LEO、SSO とともに能力上最適となるインプレーン飛行経路とする。

#### b. 検討結果

陸上からの発射は、亜音速水平発射方式の打上げ能力と比較し、LEO で約半分となり、SSO では軌道投入できない。

### 3-5.4 ミッション解析結果まとめ

以上の検討により得られた、各形態／方式による打上げ能力を表 5-7 にまとめて示す。

表 5-7 ミッション解析結果サマリ

| 打ち上げ方式                 |                            | 陸上発射   | 洋上発射   | 空中発射                                 |                                |                                    |                                 |
|------------------------|----------------------------|--------|--------|--------------------------------------|--------------------------------|------------------------------------|---------------------------------|
| 打ち上げ条件                 |                            | 内之浦    | 紀伊半島沖  | 民間機                                  | 軍用機                            |                                    |                                 |
|                        |                            | ランチャ方式 | ランチャ方式 | Boeing 747<br>高度 12km<br>速度 Mach 0.8 | F-15<br>高度 15km<br>速度 Mach 1.5 | MiG-31<br>高度 17.5km<br>速度 Mach 2.5 | C-130<br>高度 10km<br>速度 Mach 0.6 |
| 全備質量<br>9 トン級<br>ロケット  | LEO 250km 円軌道<br>傾斜角 31°   | 60kg   | 60kg   | 145kg                                | 195kg                          | 260kg                              | 130kg                           |
|                        | SSO 500km 円軌道<br>傾斜角 97.4° | ——     | ——     | 70kg                                 | 105kg                          | 150kg                              | 60kg                            |
| 全備質量<br>50 トン級<br>ロケット | LEO 250km 円軌道<br>傾斜角 31°   | 680kg  | 680kg  | 1,140kg                              | ——                             | ——                                 | ——                              |
|                        | LEO 250km 円軌道<br>傾斜角 0°    | ——     | 720kg  | 1,190kg                              | ——                             | ——                                 | ——                              |
|                        | SSO 500km 円軌道<br>傾斜角 97.4° | 250kg  | 305kg  | 660kg                                | ——                             | ——                                 | ——                              |

#### 4 調査研究の今後の課題及び展開

本調査研究において、従来の地上から発射する衛星打上方式の他、海上から打ち上げる方式との比較検討の結果、小型衛星打上手段として有効な方式であることが確認できた。また、諸外国の次世代輸送システムの動向からも、つまり

- ・ ロシア等の ICBM 転用の低コスト衛星打上げロケットに対して価格競争力のあるシステムの構築
- ・ 宇宙技術開発の促進、小型衛星の普及、安全安心確保のための、低コストで即応性の高いシステムの実現
- ・ 将来の再利用型輸送システムに繋がる技術（次ページ参照）

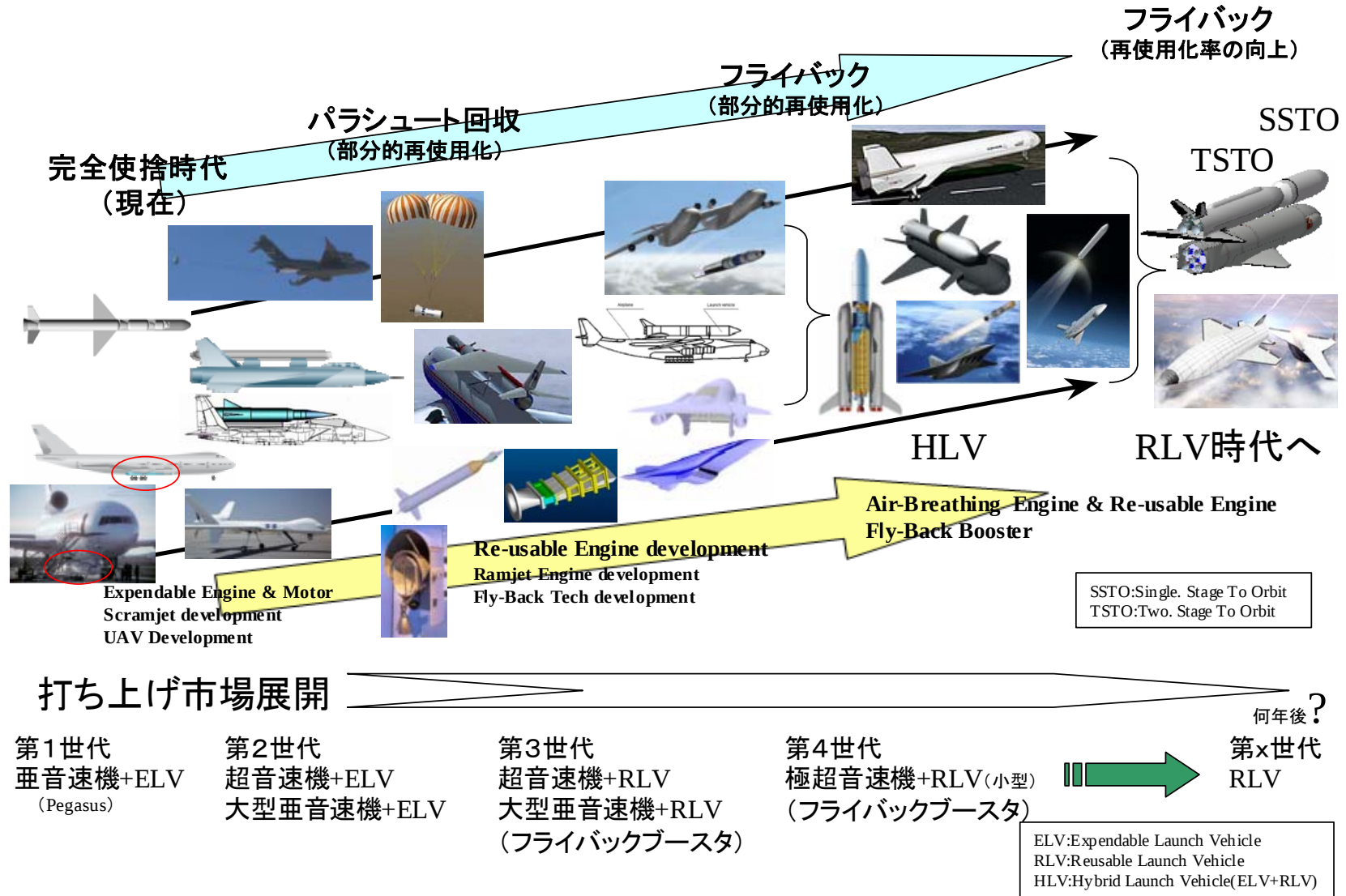
として、空中発射システムは重要な技術として位置付けられおり、我が国においても早急に取り組むべき技術と考える。

また、本調査研究において空中発射システム構築のための技術課題、ロケットシステム製造及び空中発射システムの運用に係わるコスト低減のための技術課題を洗い出すことができた。

同時に、国際法、国内法等の調査を通して、民間が宇宙活動を積極的に推進するために必要な国内法規制の制定、空中発射システムの実現のために必要な国内法規制の整備等に関する情報収集ができた。

今後、詳細な技術検討を通して、空中発射システム構築及び低コストシステムの実現に必要な技術課題の解決を図るとともに、国策としての宇宙開発の他、民間主導の宇宙開発に必要な法規制の整備に関する具体的な検討を進める必要がある。

空中発射システム技術の流れ（例）



## 参考文献

- 1-1) <http://www.jaxa.jp/>
- 1-2) <http://www.arianespace.com/site/index.html>
- 1-3) <http://www.starsem.com/>
- 1-4) <http://www.eurockot.com/>
- 1-5) <http://www.kosmotras.ru/>
- 1-6) <http://www.orbital.com/>
- 1-7) <http://www.spacex.com/>
- 1-8) <http://www.boeing.com/special/sea-launch/>
- 1-9) <http://www.boeing.com/>
- 1-10) <http://www.af.mil/>
- 1-11) <http://www.spacelaunch.com/>
- 1-12) AIAA 2002-5854
- 1-13) SSC03-VII-2
- 1-14) <http://www.responsivespace.com/>
- 1-15) <http://www.airlaunchllc.com/>
- 1-16) <http://www.tour2space.com/>
- 1-17) <http://www.sei.aero/>
- 1-18) <http://www.is.northropgrumman.com/>
- 1-19) <http://www.transformspace.com/>
- 1-20) AIAA-RS4-2006-2001
- 1-21) AIAA-RS4-2006-2003
- 1-22) <http://www.darpa.mil/>
- 1-23) <http://www.lockheedmartin.com/>
- 1-24) AIAA 2005-3241
- 1-25) <http://www.xcor.com/>
- 1-26) <http://www.rocketplane.com/>
- 1-27) <http://www.hastic.jp/>
- 1-28) IAC 2006
- 1-29) Flight International
- 1-30) <http://www.airlaunch.ru/>
- 1-31) <http://www.yuzhnoye.com/>
- 1-32) <http://www.nasa.gov/>
- 1-33) <http://www.energia.ru/>
- 1-34) <http://lotnictwo.net/>
- 1-35) <http://www.spaceadventures.com/>
- 1-36) <http://www.geoscanuk.co.uk/>
- 1-37) <http://espacial.org/>
- 1-38) <http://www.astro.cz/>
- 1-39) <http://www.kazcosmos.kz/>

- 1-40) <http://www.aviation.ru/>
- 1-41) <http://www.antonov.com/>
- 1-42) Fisher Institute for Air & Space Strategic Studies, Israel
- 1-43) IAF-06-D2. 4. 9
- 1-44) <http://www.inta.es/>
- 1-45) Aviation Week
- 1-46) 青木節子 「日本の宇宙戦略」 (慶應義塾大学出版会、2006 年)
- 1-47) JAXA HP 宇宙法データベース (中央学院大学地方自治研究センター帰属 )  
<http://www.jaxa.jp/jda/library/space-law/index.html>
- 1-48) 外務省 HP [http://www.mofa.go.jp/mofaj/gaiko/mtr/hcoc\\_gai.html](http://www.mofa.go.jp/mofaj/gaiko/mtr/hcoc_gai.html)
- 1-49) 独立行政法人科学技術振興機構 研究開発戦略センター  
<http://crds.jst.go.jp/watcher/data/132-012.html>
- 1-50) 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構「NEDO海外レポート NO.972」  
<http://www.nedo.go.jp/kankobutsu/report/972/972-05.pdf>
- 1-51) 財団法人安全保障貿易情報センター(CISTEC) <http://www.cistec.or.jp/index.html>
- 1-52) 経済産業省 安全保障貿易管理 <http://www.meti.go.jp/policy/anpo/index.html>
- 1-53) Eastern and Western Range (EWR) 127-1 Range Safety Requirements
- 1-54) 45<sup>th</sup> SPACE WING/PATRICK AIR FORCE BASE LAUNCH SITE SAFETY ASSESSMENT
- 1-55) 30<sup>th</sup> SPACE WING/VANDENBERG AIR FORCE BASE FINAL LAUNCH SITE SAFETY ASSESSMENT
- 1-56) 宇宙開発委員会 [http://www.mext.go.jp/b\\_menu/shingi/uchuu/index.htm](http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/uchuu/index.htm)
- 1-57) フリー百科事典『ウィキペディア (Wikipedia) 』  
<http://ja.wikipedia.org/wiki/>  
<http://en.wikipedia.org/wiki/>
- 2-1) Pegasus User' s Guide August 2000 Release 5.0
- 2-2) Taurus Launch System Payload User' s Guide September 1999 Release 3.0
- 2-3) Vega User' s Manual Issue 2 / Revision 0 September 2004
- 2-4) Rockot User' s Guide November 2004 Issue 4 / Revision 0
- 2-5) Minotaur User' s Guide October 2004 Release 2.0
- 2-6) Ariane 5 User' s Manual Issue 4 / Revision 0 November 2004
- 2-7) Responsive Range Operations, David Seo, Lockheed Martin, 4<sup>th</sup> Responsive Space Conference April 24-27 2006
- 3-1) Steven J. Isakowitz, Joshua B. Hopkins, Joseph P. Hopkins :  
" International Reference Guide to Space Launch Systems ", Fourth Edition, AIAA (2004)
- 3-2) Antonio Elias (Orbital Sciences Corporation) :  
" Responsive Space: A Launch Vehicle Designer's Viewpoint ", RS1-2003-A001, 1<sup>st</sup> Responsive Space Conference (2003)
- 3-3) Matt Bille, Robyn Kane :  
" Practical Microsat Launch Systems: Economics and Technology ", SSC03-III-3, 17th AIAA/USU Annual Conference on Small Satellites (2003)
- 3-4) " Pegasus User's Guide ", Release 5.0 , Orbital Sciences Corporation (2000)

- 3-5) " Minotaur I Fact Sheet ", Orbital Sciences Corporation (2006)
- 3-6) Major Steven J. Buckley, Captain Steven C. Weis, Lieutenant Luis M. Marina, Jr., Lieutenant Christopher Blair Morris (Space and Missile Test and Evaluation Directorate), Scott Schoneman (Orbital Sciences Corporation) :  
 " The Orbital/Suborbital Program (OSP) "Minotaur" Space Launch Vehicle:  
 Using Surplus ICBM Motors To Achieve Low Cost Space Lift For Small Satellites ",  
 SSC98-III-3, 12th AIAA/USU Annual Conference on Small Satellites (2003)
- 3-7) John Crowley, Virgil Hutchinson, Alex Keisner, Dave Young, Mike Curry, Jonathan Jackson, John Maatsch, Pavel Piletsky, Faculty Advisor: Dr. John Olds (Georgia Institute of Technology) :  
 " Chimera- A Low Cost Solution to Small Satellite Space Access ", SSC03-VII-2,  
 17th AIAA/USU Annual Conference on Small Satellites (2003)
- 4-1) 北海道大樹町 <http://www.town.taiki.hokkaido.jp/pages/koukuu/index.html>
- 4-2) 沖縄県庁 <http://www.pref.okinawa.jp/airport/index/>
- 4-3) Google Earth <http://earth.google.co.jp/>
- 4-4) 日本貨物航空株式会社(NCA) <http://www.nca.aero/>
- 4-5) 全日本空輸株式会社 (ANA) <http://www.ana.co.jp/cargo/index.html>
- 4-6) 株式会社日本航空インターナショナル <http://www.jal.co.jp/jalcargo/>
- 4-7) ギャラクシーエアラインズ株式会社 <http://www.galaxy-airlines.com/>
- 4-8) ボーイング <http://www.boeing.com/>
- 4-9) エアバス <http://www.airbus.com/>
- 4-10) <http://www.aeronautics.ru/>
- 4-11) <http://www.af.mil/>
- 4-12) NASA Dryden Flight Research Center ホームページ :  
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/index.html>
- 4-13) Col. (Res.) Yoram Ilan-Lipovsky, Tal Inbar  
 (Fisher Institute for Air & Space Strategic Studies, Israel):  
 " Responsive Tactical Space Using Micro-Satellites and Aerial Launching:  
 The Perspective of a Small Nation ", RS4-2006-3002, 4th Responsive Space Conference  
 (2006)
- 4-14) Orbital Sciences Corporation ホームページ :  
<http://www.orbital.com/index.html>
- 4-15) Julia Rothman, Erika Siegenthaler (AFRL) :  
 " Responsive Space Launch The F-15 Microsatellite Launch Vehicle ", RS1-2003-9002,  
 1st Responsive Space Conference (2003)
- 4-16) Timothy T. Chen, Preston W. Ferguson, David A. Deamer (Boeing) :  
 " Responsive Air Launch Using F-15 Global Strike Eagle ", RS4-2006-2001,  
 4th Responsive Space Conference (2006)
- 4-17) Pegasus User' s Guide August 2000 release 5.0
- 4-18) 株式会社KDDI ネットワーク&ソリューションズ <http://www.kddi-ns1.com/>
- 4-19) <http://www.jaxa.jp/>

- 4-20) <http://www.nict.go.jp/>
- 4-21) <http://www.soumu.go.jp/>
- 4-22) SPACE INFORMATION LABORATORIES, Inc. [http:// www.endeavours.org/](http://www.endeavours.org/)
- 4-23) L-3 Communications <http://www.l-3com.com/>
- 4-24) <http://www.honeywell.com/>
- 5-1) H. Matsuo, M. Kohno, T. Makino, Y. Nagao and R. Akiba:  
    "An Air-Launch Vehicle as a Derivative of the Japanese M-V Rocket" , IAF 90-178,  
    August 1990
- 5-2) Timothy T. Chen, Preston W. Ferguson, David A. Deamer, and John Hensley:  
    "Responsive Air Launch Using F-15 Global Strike Eagle" , 4<sup>th</sup> Responsive Space  
    Conference, April, 2006
- 5-3) Steven J. Isakowitz, Joshua B. Hopkins, Joseph P. Hopkins :  
    " International Reference Guide to Space Launch Systems ", Fourth Edition, AIAA  
    (2004)
- 5-4) " Pegasus User's Guide ", Release 5.0 , Orbital Sciences Corporation (2000)

— 禁無断転載 —

システム技術開発調査研究 18-R-3  
「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

(要旨)

平成 19 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