

## L 空中発射システムの研究開発

一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構

## L-1 事業の目的・政策的位置付け

### L-1-1 事業目的

現在、日本の基幹ロケットとしてはH-IIA、イプシロンロケットが存在しているが、H-IIAは大型衛星を、イプシロンロケットは500kg級の衛星を打ち上げるロケットであり、現在の日本には今後の市場活性化が想定される超小型周回衛星打上げに対応する小型ロケット開発計画が存在していないのが実情である。H-IIAは打上げの信頼性こそ比較的高いと言えるものの、コストとしては85～100億程度かかっており、中型小型衛星を単独で打ち上げる場合は、外国のロケット等に依存せざるを得ないのが現状である。小型/超小型衛星をピギーバック等によりH-IIAで打ち上げることも考えられるが、打上げは主衛星の打上時期や軌道によって左右されることとなり、数年単位で打上げが遅れることも想定される。また、近年、超小型周回衛星群によるサービス展開計画が進んでおり、今後小型/超小型衛星の打上げは飛躍的に伸びていくことが想定される。一方で、宇宙新興国においては、災害対策の一環として、地球観測衛星等の打上げ需要が拡大しており、今後ますます小型地球観測衛星等の打上げビジネスが活発化していくことが予想される。

上記のような背景を踏まえ、空中発射システムの研究開発では、従来より低コスト、高効率かつ機動的に小型衛星を打ち上げることができる先進的打上げシステムを確立することにより、海外衛星打上げ市場における優位性を獲得し、小型衛星の打上げビジネスに係る国際市場の獲得を目指す。

### L-1-2 政策的位置付け

空中発射システムの研究開発の政策的位置付けとしては、以下のものが挙げられる。

- ① 新成長戦略（平成22年6月18日、閣議決定）  
V 科学・技術・情報通信立国戦略 5.フロンティアの創出
- ② 産業構造ビジョン2010（平成22年6月3日、産業構造審議会産業競争力部会報告書）  
Ⅲ. 今後の戦略分野 5.先端分野 ③宇宙
- ③ 宇宙基本計画  
（平成21年6月2日、宇宙開発戦略本部決定）  
第3章 宇宙開発利用に関し政府が総合的かつ計画的に実施すべき施策 2  
各分野における具体的施策の推進 (5) 戦略的産業としての宇宙産業育成の推進  
（平成27年1月9日、宇宙開発戦略本部決定）  
4. 我が国の宇宙政策に関する具体的アプローチ (2)具体的取組

- ④ 宇宙分野における重点施策について」（平成22年5月25日、宇宙開発戦略本部決定）
- ⑤ 「科学技術に関する基本政策について」答申（平成22年12月24日、総合科学技術会議）

## 2. 重要課題達成のための施策の推進 (4)国家存立の基盤の保持

これらの政策の中では、小型衛星の海外市場獲得、小型衛星の打上需要増加に伴う打上げ手段の確保等が目的として記載されており、低コスト、高効率かつ自由度の高い打上げ手段である空中発射システムの確立は、非常に重要な位置付けとなっている。

また、技術戦略マップ2010（宇宙分野）においても、「我が国の自立的な打ち上げ手段を今後も維持・発展し、更なる信頼性の向上を図るべき「ロケット・輸送系分野」においては、基幹ロケット群の確立と多様なミッションへの対応を掲げ、大型ロケット H-IIA/B シリーズ、軌道間輸送機 HTV 等の着実な打上げ及び次期小型固体ロケットの開発を進めるとともに、今後市場拡大が見込まれる小型衛星を高い自由度・即応性の下に、効率よく打ち上げることを可能とする空中発射システムの基盤技術開発を進める。」と明示されている。

### L-1-3 国の関与の必要性

宇宙システムは、一般的に極限環境下で極めて高い信頼性が求められ、その研究開発や宇宙実証には多額の費用を要すること、また、我が国宇宙産業は欧米と比べ官需依存度が高いこと等から、リスクが高く、かつ、直接利益に結びつかない衛星の研究開発や宇宙実証を民間企業のみで実施することは困難であることから、我が国が有する民生技術の強みを最大限活用するとともに、政府による衛星・ロケット等の計画的な開発・調達を通じて、我が国宇宙産業の国際競争力の強化に必要なこれら研究開発や宇宙実証の機会を提供することが必要不可欠である。ロケットに代表される宇宙開発は、長期にわたる開発投資などそのリスクの大きさから、国が主導して開発が行われてきた分野である。世界の宇宙産業をリードする諸外国においても、国によるロケット開発を経て、その成果を商業転用するという実態を踏まえ、我が国において国際市場で競争力のある宇宙産業を育成する観点から、小型衛星の低コスト打上げに適した空中発射システムの基盤技術の研究開発に国が関与することは極めて重要である。

## L-2 研究開発目標

### L-2-1 研究開発目標

2000年以降、欧米を中心として低コスト小型高性能衛星(Nano、Micro、Mini)や基盤技術の開発が本格的に開始され、これまでの教育や技術実証のための小型衛星から、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等の実用衛星と利用拡大が進んでいる。2010年代に入り更なる小型高性能化を目指し、Cubesatを利用した技術開発が進められ、その成果はSkybox ImagingのSkysatやPlanet LabsのDOVEで実証され、またGoogleやFacebookが超小型周回衛星によるサービス展開を計画している。しかし、小型衛星の打ち上げは、大型、中型ロケットのピギーバックや相乗り打ち上げに頼らざるを得ないことから、ミッション達成の大きな制約となっている。小型衛星の利用促進を図るために、機動的で低コストな打ち上げ機会の実現が求められており、諸外国においては小型衛星の開発と並行して小型ロケットの研究、開発が進められている。

我が国のロケット計画には、開発中も含めてH-IIA、H-IIB、Epsilon、H-3ロケットしかなく、Nano、Micro、Miniの小型衛星打ち上げには十分に応えられるものではないことから、将来の超小型衛星の利用促進に寄与する低コスト小型ロケットの実現が求められている。我が国特有の射場制約として、年間打ち上げ回数の制約や高傾斜角への打上時の飛行経路の制約があることから、特定の射場が不要で高々度からロケット点火を行う空中発射システムは、機動性、打ち上げ効率、コスト等の観点から小型衛星打ち上げには非常に有効な手段となる。

上記背景を踏まえ、将来の小型衛星の需要増大、普及促進に寄与する、空中発射システムの構築及び運用に不可欠な、航空機からのロケット分離に係わる技術や、将来の事業化を見据えた低コスト化に係わる基盤技術の研究開発を行うとともに、民間打ち上げ事業展開に必要な法規制等に係わる調査を行うことを本研究開発の目的とする。

### L-2-2 全体の目標設定

航空機を利用して衛星を打ち上げる空中発射システムは、我が国には実績のない打ち上げシステムであることから、空中発射システムの運用構想を策定し、新規技術、低コスト化技術等の検討を行い、システムの成立性の確認を行う。また、将来の空中発射システムによる民間打ち上げ事業化に向けて、航空法等の現行法や整備中の宇宙活動法等の法制面の調査を行い、諸課題の整理を行う。

本研究開発における基本方針を以下に示す。

- ・ 既存の航空機と固体ロケット技術をベースとして、研究開発を進める。
- ・ 研究開発に要する期間及び経費の低減を目指して、海外企業等との連携も

考慮する。ただし、開発成果は我が国独自に使用できるものとする。

- ・ 空中発射システムの打上能力は、適用可能な航空機の搭載条件と将来の小型衛星の需要予測を考慮し決定する。
- ・ 空中発射システムの開発や運用に適用する技術やインフラは、将来の民間事業に利用可能なものとする。

全体の目標を表 L-2-2-1 に示す。

表 L-2-2-1 全体の目標

目標・指標	設定理由・根拠等
<p>航空機を利用して小型衛星を打ち上げる空中発射システムの運用構想を策定し、技術課題の抽出、解決策の検討等を実施し、空中発射システムの技術課題を抽出し、対応策を明らかにする。</p> <p>また、空中発射システムによる民間打ち上げ事業展開に必要な、法制面の課題を整理する。</p>	<p>空中発射システムは小型衛星の機動的な低コスト打ち上げシステムとして期待されているが、我が国では実績のない打上システムであることから、適用する新規技術及び低コスト運用技術に係わる、技術課題の抽出、解決策の検討を行い、システムの成立性を確認する必要がある。</p> <p>また、世界的に官製宇宙から商業宇宙への移行が進む中、我が国においても国際宇宙法、国内法に準拠した民間宇宙活動の促進に係わる法規制の制定が必要である。</p>

### L-2-3 個別要素技術の目標設定

空中発射システムの構築に係わる諸課題への対応として、表 L-2-3-1 に示す要素技術に識別し、個別に目標設定を行った。

表 L-2-3-1 (1/2) 個別要素技術の目標

要素技術	目標・指標	設定理由・根拠等
1. 空中発射システム運用構想	<p>空中発射による衛星打ち上げ及び運用の構想検討を行い、技術的成立性があり、将来の打ち上げ事業展開に資する低コストな空中発射システム運用構想を策定する。</p>	<p>将来、需要が見込まれる小型衛星の打ち上げが可能な打ち上げシステムとする。</p> <p>我が国には空中発射システムの開発実績がないことから、空中発射システムの運用に必要な構成システムを明らかにし、その技術的課題を抽出する。</p>
2. ロケット搭載/分離技術	<p>空中発射システムに不可欠な、航空機にロケットを搭載する技術、高々度飛行中の航空機からロケットを安全に分離する技術、分離されたロケットの正常な飛行が可能なロケット点火のための姿勢確保に係わる技術を確認する。</p> <p>また、投下技術の実証に必要な投下システムの設計、投下シーケンス及び投下試験計画について安全審査を含む詳細設計審査を終了させる。</p>	<p>飛行中の航空機からのロケット投下は、通常の物量投下の制約を遙かに超えた投下高度、大型重量物となることから、ロケットを搭載した航空機の飛行、ロケットの投下、ロケットの点火等から航空機及び乗員の安全が確保できる投下システムの設計、投下手順が求められる。</p> <p>また、分離されたロケットの点火時の姿勢が衛星打ち上げの成否や分離した航空機の安全確保に繋がることから、分離後のロケットの姿勢を確保する必要がある。</p>
3. 運用管制技術	<p>空中発射システムのメリットを最大限に引き出すとともに、将来の打ち上げ事業展開に不可欠な低コスト運用のため、地球局に依存しない運用管制として、ロケットの自律飛行と商用衛星を利用した飛行管制技術の検討を行い、技術課題を抽出し、対処方法を明らかにする。</p>	<p>空中発射のメリットは、打ち上げ効率の向上のみならず、打ち上げ場所の自由度が高いことにある。そのために、現在は地上の地球局から連続して飛翔体を追跡する打上げ管制を行っているが、地球局を必要とせず、自由に打上げ場所、飛行経路を設定できる管制方式が必要である。</p>

表 L-2-3-1 (2/2) 個別要素技術の目標

要素技術	目標・指標	設定理由・根拠等
4. 法規制等調査	<p>空中発射システムの実現に係わる、現行の国内法規制等の制約を整理する。</p> <p>また、諸外国における民間打ち上げ事業展開に係わる法規制の洗い出しを行う。</p>	<p>宇宙活動の展開には、宇宙空間とその利用に関する国際法規則(宇宙法)の順守が必要であるが、我が国は宇宙法の批准国であるにもかかわらず、国内法の整備が遅れており、民間宇宙活動の制約となっている。</p>
5. 小型搭載電子機器技術	<p>ロケット搭載電子機器の小型、軽量、低コストに必要な方策を明らかにする。</p>	<p>我が国のロケット開発が、短期間でのシステム開発と開発経費の削減に力点が置かれていたことから、諸外国と比較し電子機器の小型/軽量化等の基盤技術において、大きく後れを取っている。特に小型ロケットにおいては、打上能力に大きな影響を与えることから、早急な対応が必要である。</p>

### L-3 成果、目標の達成度

#### L-3-1 成果

##### L-3-1-1 全体成果

将来の小型衛星需要動向を調査し、空中発射システムの構想検討を行った。航空機を利用した打ち上げ方式である空中発射システムは、航空機への搭載にあたり質量や形状の制約等を受けることから、打上能力は適用する航空機や搭載方式の影響を受ける。また、開発する技術は、適用する航空機の機種等の影響が少なく汎用性を確保することが重要である。また、空中発射方式による打ち上げメリットを有効に引き出すとともに、地上インフラを最小限にし、低コスト化を実現できる運用管制方式の構想検討を行った。

空中発射システムは C-130 を利用したプラットフォーム投下方式とし、投下システムの設計、投下シーケンスの検討等を行い、米国の専門企業による安全審査及び国内の詳細設計審査により、設計の妥当性を確認した。

打上げ運用管制は、インマルサットを利用した静止衛星経由の管制を行うこととして、インマルサットが開発中の小型衛星搭載用の通信端末 SB-SAT (SwiftBroadband for Satellite) をロケット用に改修することとして技術課題の抽出を行い、課題解決の対応策を明らかにするとともに、運用手順の策定を行った。

法規制調査は、主に米国の打上げ制度、打上げ許可申請の調査を行った。また、国内の航空法に基づき、空中発射システム実施に当たっての適合性の整理を行った。

小型搭載電子機器については、従来の小型ロケットシステムをベースラインとし、シリアルデータバスの採用、電子機器の構成、機能を検討し各構成に対する再配分を行い、機器の統合及び削減の見通しを得た。

図 L-3-1-1-1 にこれまでの成果に基づく、空中発射システムの将来運用構想(案)を示す。

ロケットは物料投下に使用される標準のプラットフォームに固定され、C-130 輸送機のカーゴ内に搭載される。高度約 7km を飛行中の輸送機の後部ドアが開き、プラットフォームに固定されたロケットは抽出傘により輸送機から投下される。投下後に、主傘が引き出され振り子運動をしながら緩降下する。振り子運動の減衰後、プラットフォームからロケットが切り離されロケット点火が行われる。

飛行中のロケットは、搭載された GPS (Global Positioning System) 受信機及び INS (Inertial Navigation System) により位置、姿勢情報等から飛行経路を計算し、自身の飛行状況を判断する。同時にロケットの位置、姿勢等の情報は、商用通信衛星 (Inmarsat) を介して地上へ送信される。正常な飛行の確保が困難と判断された場合は、ロケット及び地上の双方において飛行中断などの必要な措置を講じる。





図 L-3-1-1-1 空中発射システム運用構想(案)

### L-3-1-2 個別要素技術成果

#### (1) 空中発射システム運用構想

小型衛星の市場調査、ロケット分離方式のトレードオフを行い、将来の民間打ち上げ事業展開に有効な空中発射システムとして、輸送機の胴体内にロケットを搭載し、高々度からロケットを投下して150kgの衛星を高度約500kmの極軌道に打ち上げるシステム構想を策定した。

#### ① 打上能力

小型衛星の高性能、高機能化が進み、現在ではCubeSatの実用衛星や軍事衛星への利用のための開発も進められており、Pico、Nano、Micro、Mini衛星の利用は今後、急速に拡大することが予想される。また、小型、高機能、低コスト小型衛星の出現により、新規市場の創成が期待されている。

小型衛星の需要予測について、FAA(Federal Aviation Administration)の「2010 Commercial Space Transportation Forecasts」と2010年5、6月にポルトガルで開催された4S(Small Satellites Systems and Services)シンポジウムにおいて、EuroconsultとCNESが共著で発表したものに、小型衛星の実績と今後の予測に関する情報が記載されている。

EuroconsultとCNESの報告等に基づき、単独打ち上げ機会の確保が困難でかつ、需要の見込まれる150kg衛星を、高度約500kmの極軌道に打ち上げる空中

### 発射システムの検討を行った。

2013 年から、Planet Labs の DOVE 光学衛星 (5.2kg、解像度 3~6m) や Skybox Imaging の光学衛星 Skysat (80kg、解像度サブメータ) 等が打ち上げられ軌道実証され、また Google や FaceBook が超小型周回衛星によるサービス事業展開を発表するなど、今後の超小型衛星によるサービスが加速されるものと予測される。

#### (a) 2010 Commercial Space Transportation Forecasts

FAA では、周回衛星機数と打ち上げ実績と今後 10 年間(2010~2019)の打ち上げ予測(図 L-3-1-2-1、表 L-3-1-2-1)を行い、今後 10 年間では平均 26 機(打ち上げ機会 12 回)が打ち上げられるとしている。このうち、直近の 2009 年から 2012 年の 4 年間では、106 機の衛星打ち上げが予測(表 L-3-1-2-2)され、200kg 以下の衛星は 25 機と全体の 1/4 程度になると予測している。

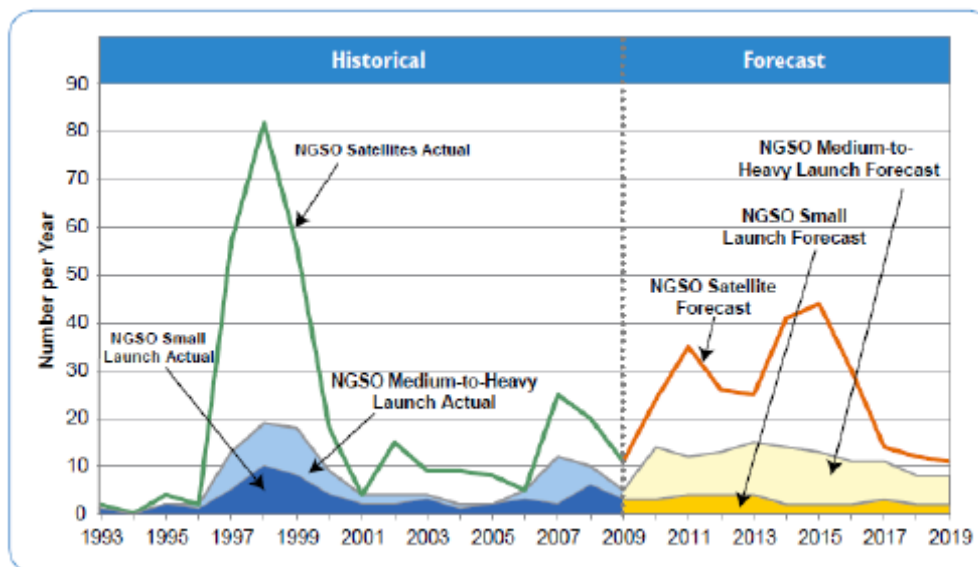


図 L-3-1-2-1 非静止衛星の打ち上げ実績と予測(FAA)

表 L-3-1-2-1 2010 年～2019 年の非静止衛星の打ち上げ予測 (FAA)

	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	TOTAL	Avg
<b>SATELLITES</b>												
International Science/Other	11	7	7	8	6	7	6	7	8	7	74	7.4
Commercial Remote Sensing	1	0	2	1	2	6	2	3	0	0	17	1.7
Little LEO Telecom	3	6	6	3	0	0	0	0	0	0	18	1.8
Big LEO Telecom	6	18	0	0	27	27	18	0	0	0	96	9.6
Broadband Telecom	0	0	8	8	0	0	0	0	0	0	16	1.6
Orbital Facility Assembly & Services	3	4	3	5	6	4	4	4	4	4	41	4.1
Total Satellites	24	35	26	25	41	44	30	14	12	11	262	26.2
<b>LAUNCH DEMAND</b>												
Medium-to-Heavy Vehicles	11	8	9	11	13	12	11	8	6	6	95	9.5
Small Vehicles	3	4	4	4	2	2	2	3	2	2	28	2.8
Total Launches	14	12	13	15	15	14	13	11	8	8	123	12.3

表 L-3-1-2-2 非静止衛星の衛星質量別の打ち上げ予測 (FAA)

	2009	2010	2011	2012	Total	Percent of Total
< 200 kg (< 441 lbm)	8	8	6	3	25	24%
200-600 kg (441-1,323 lbm)	1	2	3	1	7	7%
601-1,200 kg (1,324-2,646 lbm)	10	19	10	10	49	46%
> 1,200 kg (> 2,646 lbm)	6	4	6	9	25	24%
Total	25	33	25	23	106	100%

Note: Table includes only satellites with known mass. Therefore the total number of satellites examined in a year differs from the forecast.

(b) Euroconsult と CNES の予測

2010 年の 4S シンポジウムにおける両者共著の報告 (LESSONS FROM THE PAST FOR THE FUTURE OF THE SMALLSAT MARKET) では、Orbcomm、Gonets 及び Globalstar のコンステレーションを除き、500kg 以下の小型衛星は 1999-2009 年にかけて 255 機が打ち上げられ、2010～2013 年の 4 年間で 100 機のバックログがあるとしている。そのトータル 355 機の内訳 (図 L-3-1-2-2) は、欧州の政府衛星が 16%、その他の政府衛星 61%、学術目的の衛星 13% 及び商用衛星 10% となっている。また 355 機のミッションは、技術実証 32%、地球観測 28%、科学 21%、通信 14% 及びその他 4 パーセントとなっている。(図 L-3-1-2-3)

また、355 機の衛星質量別では、10kg から 150kg の衛星が全体の 57% を占めると予測されている。(図 L-3-1-2-4)

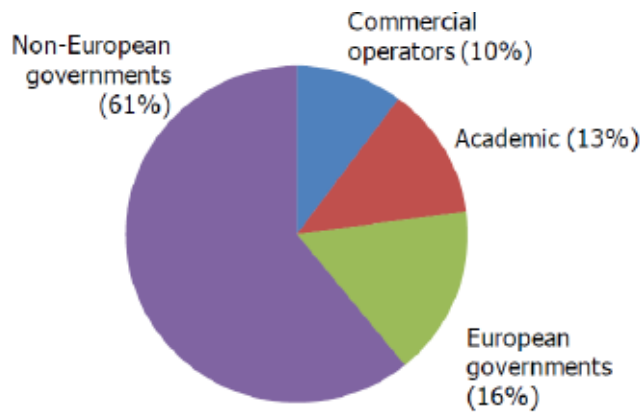


図 L-3-1-2-2 355 機の衛星分類 (Euroconsult/CNES)

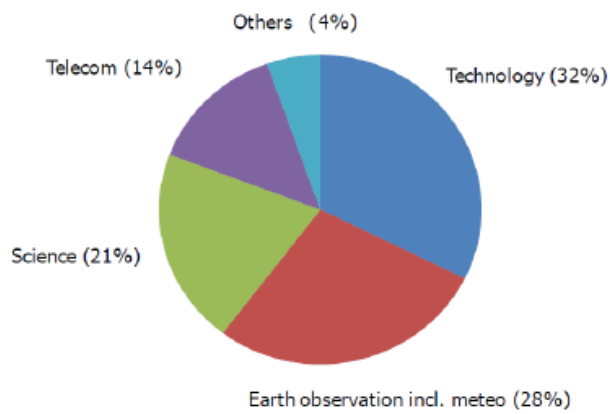


図 L-3-1-2-3 355 機の衛星ミッション分類 (Euroconsult/CNES)

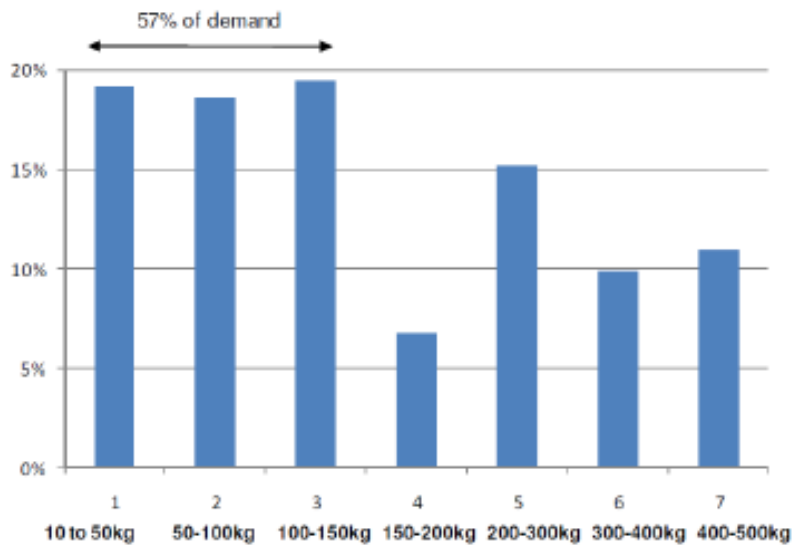


図 L-3-1-2-4 355 機の質量分類 (Euroconsult/CNES)

## ② ロケット搭載方式

空中発射システムにおける航空機へのロケット搭載方式としては、亜音速機の機体下部若しくは上部に搭載する亜音速水平発射方式、超音速機等の機体下部若しくは上部に搭載するズームフライト方式及び輸送機の胴体内部に搭載し飛行中に後部ドアを開放して投下する空中投下方式の3方式が考えられる。

3方式の内、速度及び上昇高度から超音速ズームフライト方式の打ち上げ効率が最も高いが、超音速機の利用性、ロケット搭載のための機体改造及び搭載質量に大きな制約を受ける。亜音速水平発射方式については、次ぎに打ち上げ効率の高い方式であるが、機体改造が必要なことから、特定の機体の占有(若しくは所有)が必要となる。空中投下方式は、打ち上げ効率は3方式の中で一番劣るが、ロケット搭載や分離のための特別な機体改造が不要であることから、航空機の所有若しくは占有の必要がなく航空機の利用性が高く、搭載質量の制約も少ない。図L-3-1-2-5に150kg衛星を高度約500kmの極軌道へ投入するためのロケット点火条件、ロケット質量の関係を示す。3方式のトレードオフの結果を、表L-3-1-2-3に示す。

以上から、ロケット搭載方式として輸送機のカーゴにロケットを搭載する空中投下方式を選定した。

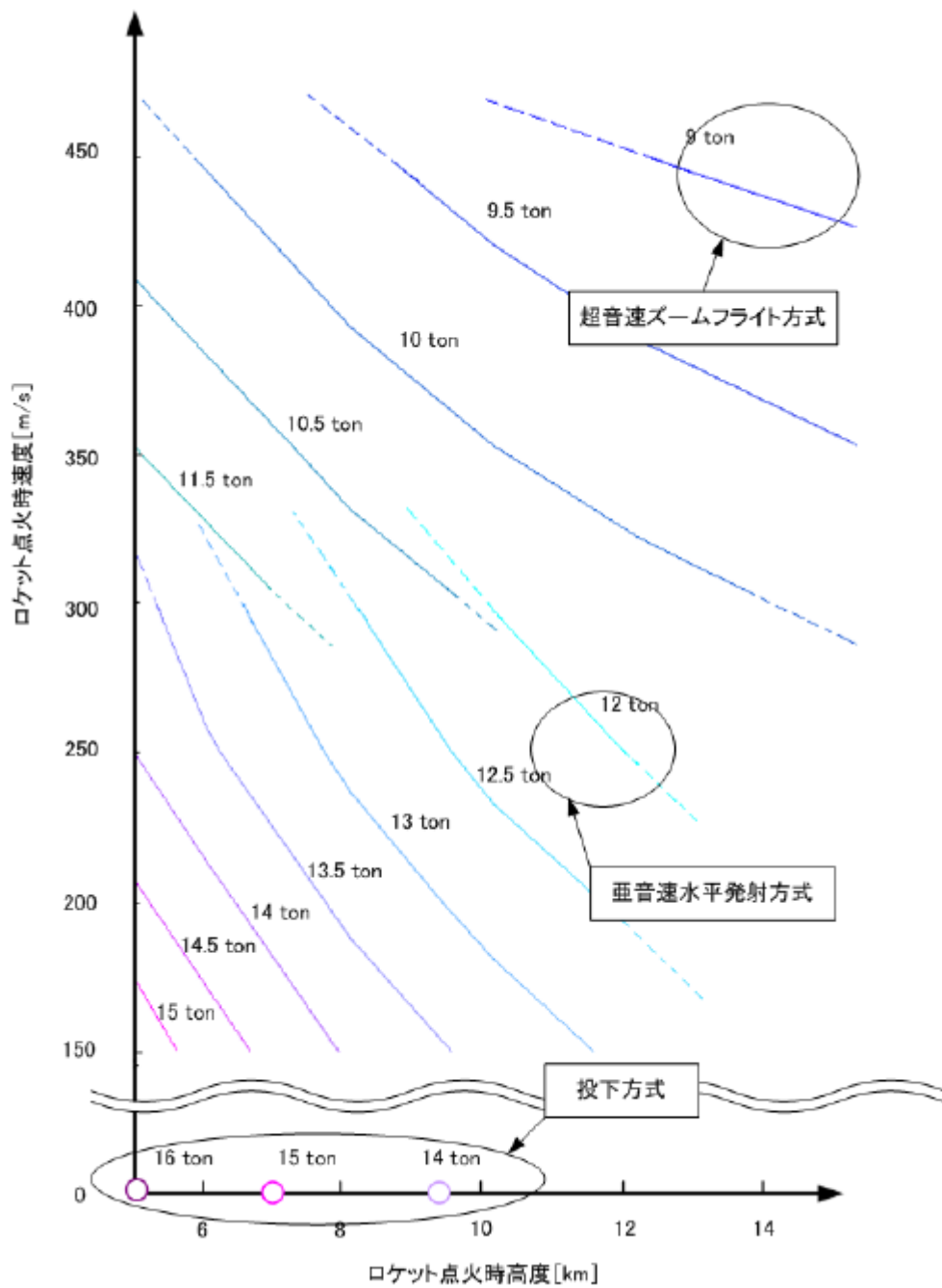


図 L-3-1-2-5 ロケット点火条件とロケット質量  
 (打ち上げ極軌道、高度 500km、衛星 150kg)

表 L-3-1-2-3 空中発射方式のトレードオフ

空中発射方式	水平発射方式	ズームフライト方式	空中投下方式
付 図			
航空機改修	ロケットを航空機の外部に搭載するための機体改修が必要		物料投下に使用される方式で、機体改修は最小
飛行性能への影響	航空機の機体外部にロケットを搭載することから、飛行性能の検証が必要 航空機の機種、ロケット形状毎に個別の検証が必要		カーゴ内への搭載のため、飛行性能の検証不要
150kg 衛星 打上ロケット 極軌道 500km	12ton クラス	9ton クラス 通常 of 戦闘機 of 下部では搭載不可 機体上部への搭載が必要	15ton クラス
その他の開発リスク	外部搭載のため、飛行中に気象の影響有り ロケットに主翼が必要	外部搭載のため、飛行中に気象の影響有り 上部への搭載は、緊急脱出、空中給油などの機能を阻害	投下後の点火姿勢の確立 投棄物が発生するケース有り
総合評価	△ 航空機の改修が必要で、使用する航空機が限定される	△ 航空機の改修が必要で、使用する航空機が限定される	○ 航空機の改修がほとんど不要 航空機の機種やロケット形状等の変更に柔軟

(a) 水平発射方式

水平発射方式の空中発射システムは、航空機下部(若しくは上部)のロケット搭載/分離機構によりロケットを搭載し、高々度からロケットを分離する方式(図 L-3-1-2-6)であり、ロケット分離に伴う投棄物はほとんどない。ロケットは、航空機からの分離時の初速と高度及び分離直後からの翼等による姿

勢制御が可能なことから、打上能力の向上が期待できる。しかし、ロケット搭載/分離のための航空機改造が不可欠であり、改造後の耐空証明、型式毎の適合性試験は必要となり、専用の航空機(若しくは所有)を確保しなければならない。本方式の実施/検討例を表 L-3-1-2-4 に示す。

本方式の適用例としては、1990 年から商用打ち上げを開始した、米国 Orbital Sciences 社の Pegasus ロケットがある。Pegasus の開発時と商用運用初期は航空機として、NASA の NB-52 を使用していたが、1994 年以降は NASA の超音速実験機 X-43A の実験を除いて、自社所有の L1011 を使用している。Pegasus は小型ロケット専用の低コスト打ち上げ機として商用運用を開始したが、ICBM 転用ロケットや、中国、インドの低コストロケットの台頭によりコスト優位性が低減している。Orbital Sciences 社では、Pegasus のコスト低減には限界があるとして、新たな空中発射システムの検討を開始している。

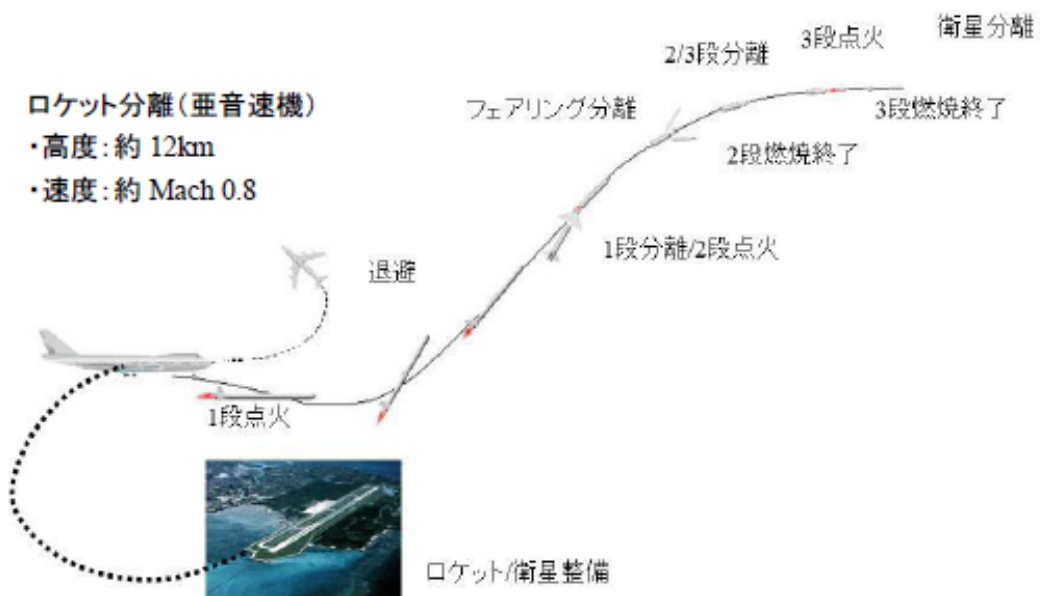


図 L-3-1-2-6 亜音速水平発射方式



表 L-3-1-2-4 水平発射方式の実施/検討例

実施状況	実施例	実施例	開発中	検討
名称	Pegasus XL	Enterprise 滑空飛行試験機	LauncherOne	horizontal launch system
実施国/ 機関	米国 Orbital Sciences Corporation	米国 NASA	米国 Virgin Galactic	米国 NASA/DARPA
概略図	 出典: Orbital Sciences Corporation HP	 出典: AIAA-2005-0621	 出典: Virgin Galactic HP	 出典: NASA
搭載方法	胴体懸架	背負い	懸架	背負い
発射用航空機	L1011 OSC 所有機体	Boeing747	新規開発 WhiteKnightTwo	Boeing747
ロケット重量	23ton	70ton		
全長 直径	全長 17.6m 直径 1.27m	全長 37.2m 直径 17.2m (翼幅)		
分離高度 分離速度	高度 12km 速度 Mach 0.8	高度 6~8km 速度-	高度 15km	
打上げ能力	LEO 450kg		LEO 225kg	LEO~8000kg

(b) ズームフライト方式

亜音速水平発射方式と同様に超音速機の下部(若しくは上部)のロケット搭載/分離機構によりロケットを搭載するが、発射用航空機は超音速加速後に運動エネルギーを位置エネルギーに変換しつつ上昇運動を行い、ロケットの打上能力が最大となる高度、速度、姿勢にてロケットの分離を行なう。(図 L-3-1-2-7)したがって、ロケットの全備質量に対する打上能力は、3つの方式のうち最大となる。しかし、亜音速水平発射方式と同じく、航空機側の改修が必要なことや搭載するロケット形状、質量の制約が大きい。超音速機では機体下部にロケットを搭載するのが一般的であるが、より大型のロケット搭載を可能とするために、超音速機を無人化して機体上部に搭載(緊急時のキャノピからの乗員脱出ができなくなる。)する検討も行われている。

超音速機を使用した空中発射システムについては、米国をはじめとして、ロシア、ウクライナ、イスラエル等で検討が進められている。

本方式の実施/検討例を表 L-3-1-2-5 に示す。

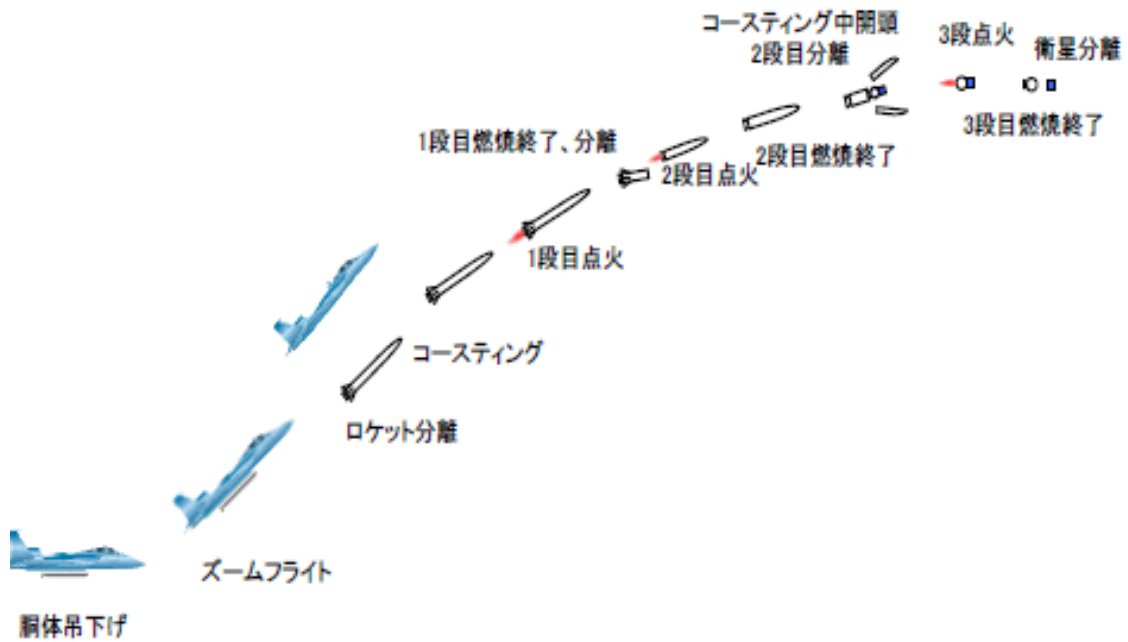


図 L-3-1-2-7 ズームフライト方式

表 L-3-1-2-5 超音速ズームフライト方式の実施/検討例

実施/検討例	実施例	開発中	開発中	検討例
名称	ASM-135 ASAT	GOLauncher 2	ALASA	DRLV
実施国/機関 等	米国 Air Force	米国 Generation Orbit Service	米国 The Boeing Company	イスラエル テクニオン工科 大学
概略図	 出典：USAF	 出典： Generation Orbit Service	 出典： Boeing	 出典： AIAA-RS6-2008- 5003
搭載方法	懸架	懸架	背負い	懸架
発射用航空機	F-15A	Gulfstream business j	F-15E	F-15I
ロケット重量	1.2ton			3.1ton
ロケット外形	全長：5.5m 直径：0.5m	全長：7.8m 直径：0.8m	全長：7.2m	全長：6m 直径：1.25m (star48V)
分離速度 分離高度	高度：11.6km 速度：Mach 0.934 (遷音速)		高度：12km	高度：14.3km 速度：472m/s (Mach 1.6)
打上げ能力		LEO 45kg	LEO 45kg	LEO 75kg

(c) 空中投下方式

空中投下方式は、輸送機のカーゴにロケットを搭載し高々度飛行中に後部ドアを開放し、ロケットを放出する方式(図 L-3-1-2-8)で、救援物資の物料投下等で実施されている方式である。空中投下方式は、他の 2 方式と比較し、ロケット投下時の高度、速度の点では劣るものの、輸送機内部へのロケット搭載であることから、飛行中に航空機との空力干渉を受けないこと、飛行中に所用の温度環境にロケットを維持できること、ロケット搭載のための機体改修の必要性がほとんどないことから、専用の航空機が不要となり選択肢が増える。輸送機は主に軍事利用を目的とした航空機であるが、米国の C-130、

C-17、ロシアの An-124、An-225 等の民間転用が行われている機種もある。ただし、高々度での後部ドアの開閉が必要なことから、乗員への配慮が必要となる。空中投下方式の実施/検討例を、表 L-3-1-2-6 に示す。

空中投下方式については、米国、ロシアで開発が行われている。特に米国においては、有人カプセルやフライバックブースタの回収実験など、航空機を利用した多くの実験が行われている。

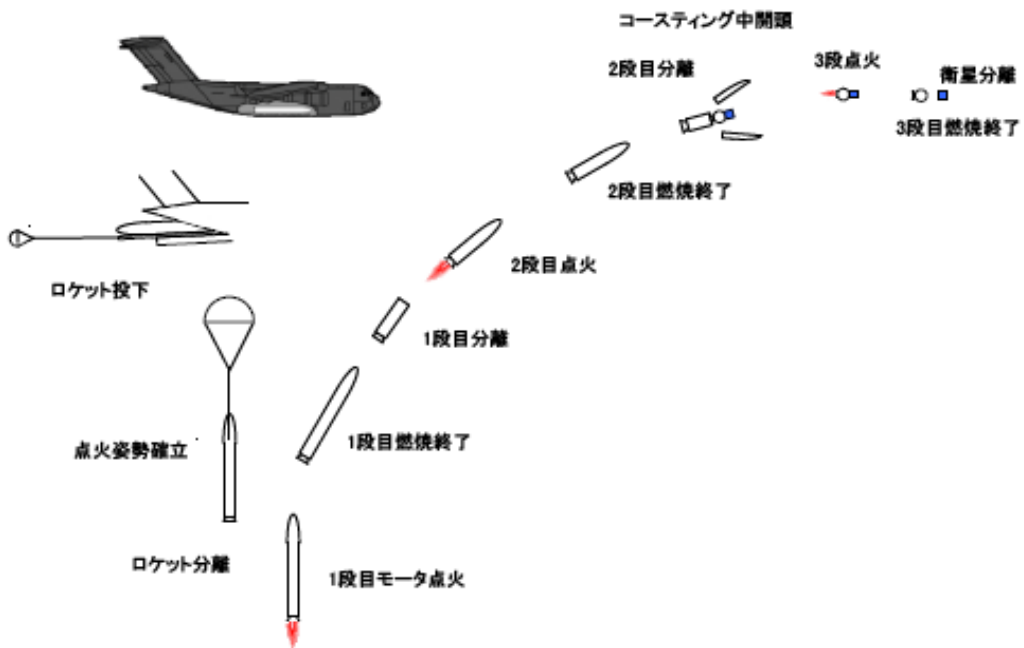


図 L-3-1-2-8 空中投下方式

表 L-3-1-2-6 空中投下方式の実施/検討例

実施／ 検討例	実施例	実施例 (投下のみ)	開発中	検討例
名称	ミニットマン	QuickReach	Polyot	HORVS
実施国／ 機関	米国 DOD	米国 AirLaunch LLC	ロシア Air Launch Aerospace	仏国 CNES
概略図	 出典： AIAA-2005-0621	 出典： AIAA-2007-6146	 出典： Air Launch Aerospace	 出典： AIAA-RS7-2009- 1005
搭載方法	胴体内	胴体内	胴体内	胴体内
発射用航空機	C-5A	C-17	An-124	A400M
ロケット 質量	39ton (架台含む)	32ton	102ton	24ton
ロケット 外形	全長 18m 直径 1.67m	全長 20m 直径 2.2m	全長：32.5m 直径：3.2m	全長 - 直径 -
分離高度 分離速度	高度 6km —	高度 10km 速度 Mach 0.6	高度 10km 速度 Mach 0.6	高度 6～10km 速度 Mach0.45～ 0.6
打上げ能力	—	450kg	3～4ton	500kg

## (2)ロケット搭載/分離技術

投下方式には、輸送機の荷室に設置したローラ上を滑走させてロケットを投下する Gravity Air Launch (GAL) 方式、荷室内のサイロから高圧ガスでロケットを射出する射出方式、物量投下に使用するプラットフォームにロケットを搭載してプラットフォーム毎投下する Platform Delivery System (PDS) 方式がある。本研究開発では、機体の改造が不要であることと、ロケットのサイジングの自由度が高い PDS 方式を選定し、標準プラットフォームとしては最大の Type V (PartNo. 11—1-2780-7 長さ 32ft) と C-130 輸送機を適用する。

航空機からのロケット投下は米国の国際武器取引規則 (ITAR: International Traffic in Arms Regulations) に抵触することから、投下に係わる米国の専門企業を参加させ、米国国務省の ITAR 許可を受けて実施した。詳細検討は、米国企業が

ら提供されるロケットの航空機への搭載及び投下に係わる航空機及び乗員の安全要求に基づき投下システムの設計、投下手順等の検討を行い、検討結果について米国企業の安全審査を受け、結果に問題ないことが確認された。

#### ① 投下方式

本研究開発における空中発射システムにおけるロケット搭載方式として空中投下方式を選定したが、ロケットの搭載/分離としては、AirLaunch LLC 社が QuickReach で実施した Gravity Air Launch (GAL) 方式、物料投下で適用されている方式でプラットフォームに投下物を搭載し、プラットフォームと一緒に投下する Platform Delivery System (PDS) 方式及びロシアの Air Launch Aerospace LLC 社が開発を進めている Air Launch Polyot の射出方式がある。表 L-3-1-2-7 に、各方式の概要を示す。

GAL 方式は、投下時に輸送機後部ドアとロケットの干渉の確認が機種毎に必要となり、射出方式は投下時の干渉の他にロケット射出のための特別な装置が必要となる。PDS 方式では、適用する輸送機と標準プラットフォームの組み合わせにより搭載物の質量、重心位置及び高さが制限されており、この制約内での使用においてはあらゆる機種に適用が可能であることから、標準プラットフォームを使用した PDS 方式を選定した。

表 L-3-1-2-7 投下方式

投下方式	GAL 方式	射出方式	PDS 方式
特 徴	<p>輸送機の胴体内にロケット設置された投下器材を搭載し、輸送機の機首を上げることによりロケットは自重で投下機材上のローラ上を滑り投下される。</p>	<p>サイロ方式のミサイル発射と類似の技術であり、ロケットが搭載された円筒（サイロ）を輸送機内に設置し、ガス圧によりロケットを放出する。</p>	<p>物料投下に使用されるプラットフォーム上に投下物を固定し、プラットフォームごと航空機から抽出傘により投下する。</p>
イメージ	<p>米国 QuickReach の例</p> 	<p>ロシア Polyot の例</p> 	<p>物料投下の例 プラットフォーム</p>  <p>後部ドアからの投下</p>
績/ 検討例	<p>米国: QuickReach ロケット 質量 32ton 全長/径 20×2.2m 航空機 C-17 分離 高度 10km、 速度 Ma0.6</p>	<p>ロシア: Polyot ロケット 質量 100ton 全長/径 32×3.2m 航空機 An-124 分離 高度 10km、 速度 Ma0.6</p>	<p>米国: ミニットマン ロケット 質量 32ton 全長/径 18×1.67m 適用航空機 C-5A 分離 高度 6km</p>
評 価	<p>△ C-17 での実績がなく、他の機種ではロケット投下時の機体との干渉や飛行性能への影響確認が必要</p>	<p>△ 投下時の機体との干渉や飛行性能の影響確認が必要 別途、射出装置が必要</p>	<p>○ 標準プラットフォームの運用制約(質量、重心、形状)遵守により、多種の機体適用が可能</p>

(a) GAL 方式

航空機には Storage and Launch Canister (SLC) と呼ばれる投下器材を搭載し、航空機の機首を上げることで、ロケットは自重により SLC 上に多数設置されたローラ上を機体後方へ移動していく。投下されたロケットは抽出時に回転運動を起こすことから、点火までに回転運動を制御する必要がある。GAL 方式で開発を進めていた AirLaunch LLC の投下試験では、ロケットの回転運動を制御するために小型パラシュート(安定傘)を 1 つ使用していることから、小型パラシュートが投棄物となる。(図 L-3-1-2-9)

米国 AirLaunch LLC 社の QuickReach(図 L-3-1-2-10)は、SpaceX 社の Falcon ロケット等と同様に国防高等研究計画局 (DARPA : Defense Advanced Research Projects Agency) の FALCON (Force Application and Launch from Continental United States) 計画の一つとして開発を進め、C-17 を使用した高空落下試験までは実施したが、液体酸素とプロパンを使用したエンジン開発に失敗し、開発を中止した。



図 L-3-1-2-9 ロケットの抽出



図 L-3-1-2-10 QuickReach のロケット概要



(b) 射出方式

ロケットが搭載された円筒(サイロ)を輸送機内に設置、輸送機の機首を上げるとともに、ガス圧によりロケットを放出する。サイロは、ミサイル打ち上げの転用技術であり、発射システムを地下式サイロとすることにより、待機中や発射準備中のミサイルにおける脆弱性の向上を図った。本技術は、主に米国と旧ソ連(ロシア)に限られる。商用衛星打ち上げロケットである、Rockot、Dneprはサイロから打ち上げられている。

本システムを採用しているシステムとして、ロシア・ウクライナの Air Launch Aerospace Corp.の Polyot がある。Polyot の運用図を図 L-3-1-2-11 に、輸送機内へのロケット搭載図を図 L-3-1-2-12 に示す。輸送機は投下前にダイブし機首を上げるとともに、ロケット後部(輸送機前部)からのガス圧により、輸送機後部のドアからロケットを射出する。(図 L-3-1-2-13)本方式はロケット投下のためのパラシュート等の投棄物のない方式である。Polyot は全長 32.5m、質量 100ton の 3 段式液体ロケットで An124 輸送機を使用した巨大なシステムである。

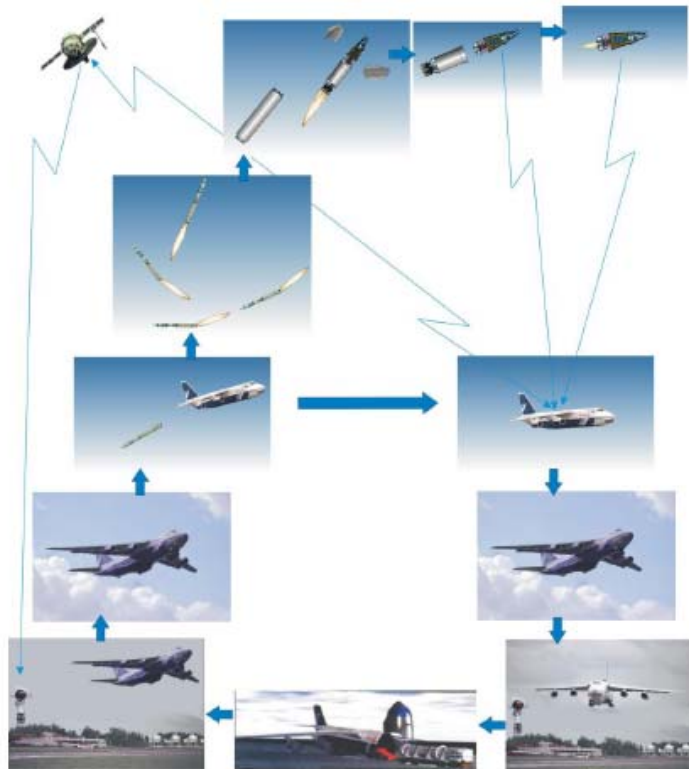


図 L-3-1-2-11 Polyot 運用構想図



図 L-3-1-2-12 An124 内へのサイロ及びロケット搭載



図 L-3-1-2-13 Polyot のロケット射出

(c) PDS 方式

ロケットは、プラットフォームに固定して輸送機内に搭載し、プラットフォームに取り付けられた抽出傘により、後部ドアから投下される。投下後、ロケットに取り付けられたメインシュートが開傘し、同時にプラットフォーム及び抽出傘は投棄される。ロケットは投下後に振り子運動を行うことから、ロケットの点火までに姿勢安定を図る必要がある。(図 L-3-1-2-14)プラットフォームには標準タイプのももあり、搭載条件(エンベロープ、質量、重心位置、高さ)が規定されており、これらの制約の範囲内においての使用は、輸送機と投下物の適合性が確認されていることから、機体、機種の特定は必要なく、汎用性が高い。本研究開発では、最も大型の標準プラットフォームである Type V を適用する。

Type V プラットフォーム

全長／幅	: 9.6m／2.74m
質量	: 1.4ton
投下物高さ	: 輸送機毎に設定
投下質量	: 19ton(プラットフォームを含む)

PDS 方式は、通常の物料投下方法として米軍、自衛隊等で採用されている方式で、救難物資の投下や米軍のミニットマン、NASAの有人カプセルの投下実験など、これまでに多種多様な投下実験等が実施されている。Type V は、米国では C-130E/H/L、C-17、C-5 において運用されている。現在開発中で民間転用も検討されている C-2 の Type V 適用が可能になれば、国産機による空中発射システムの実現にもつながる。

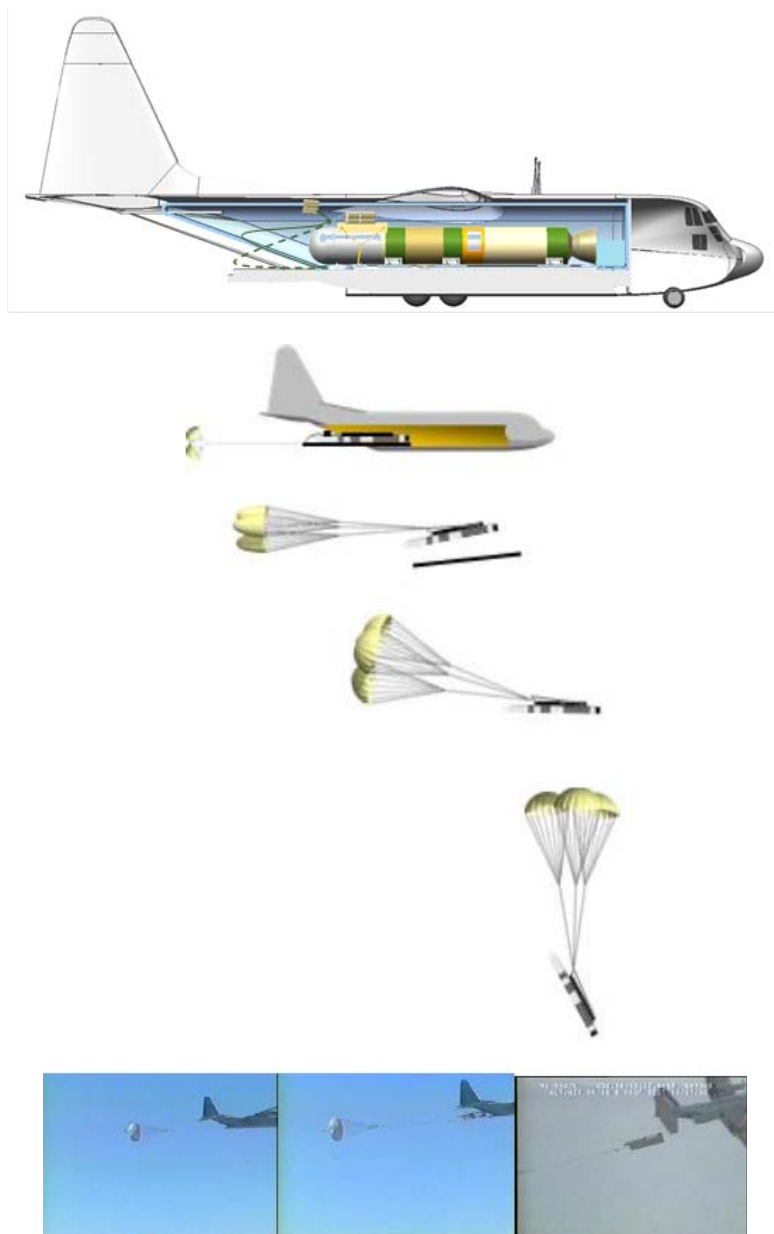


図 L-3-1-2-14 投下概要

② ロケット構想

質量 150kg の衛星を高度 500km の極軌道に打ち上げることを目標として、Type V プラットフォームに搭載可能な固体ロケットの構想検討を行った。検討は、目標打上能力を達成できる最小の輸送機である、C-130 を適用して実施した。C-130 適用時の投下物質量 (Type V 質量を含む) 及び寸法の制約を表 L-3-1-2-8 に示す。

上記条件を考慮しロケットのサイジングを行った。

ロケットサイジングの結果を、表 L-3-1-2-9 に示す。

表 L-3-1-2-8 C-130 搭載時の質量・寸法の制限

	制 限	備 考
質量	投下用器材を含め 19ton 以下	Type V プラットフォーム搭載重量制限
全高	重心位置と投下物の高さ	重心位置で許容高さがきまる。

表 L-3-1-2-9 ロケット構想検討結果

項 目	質量 (kg)
3 <sup>rd</sup> Stage	1,190
イナート	180
推進薬	1010
フェアリング	150
2 <sup>nd</sup> Stage	2890
イナート	350
推進薬	2540
1 <sup>st</sup> Stage	10,770
イナート	1020
推進薬	9750
トータル	15,000

### ③ 抽出及びメインパラシュートシステム

PDS 方式では投下物の重量等により、発射用航空機からの抽出に使用する抽出傘の種類及び数が指定されており、Type V で最大質量を搭載した場合の抽出機材のまとめを、表 L-3-1-2-10 に示す。

また、輸送機から投下されたロケットの降下速度を減衰させるためのメインシュートの検討を行った。一般に PDS 方式で利用されている落下速度減速用のメインシュート(100feet 平面傘)、あるいは、その一部を改修したものを利用することを前提とした。約 19ton の投下物に対するメインシュートの数量による終端降下速度の概算を行った。結果は図 L-3-1-2-15 に示すように、メインシュートの数量による影響は少ないことから、質量等を考慮しメインシュートの数量を 3 個と設定した。

表 L-3-1-2-10 輸送機からの抽出システム

抽出器材	主な役割
28feet リングスロット傘×2	抽出傘（プラットフォームの抽出）
抽出力変換連結器	抽出傘/プラットフォーム分離機構

付 図

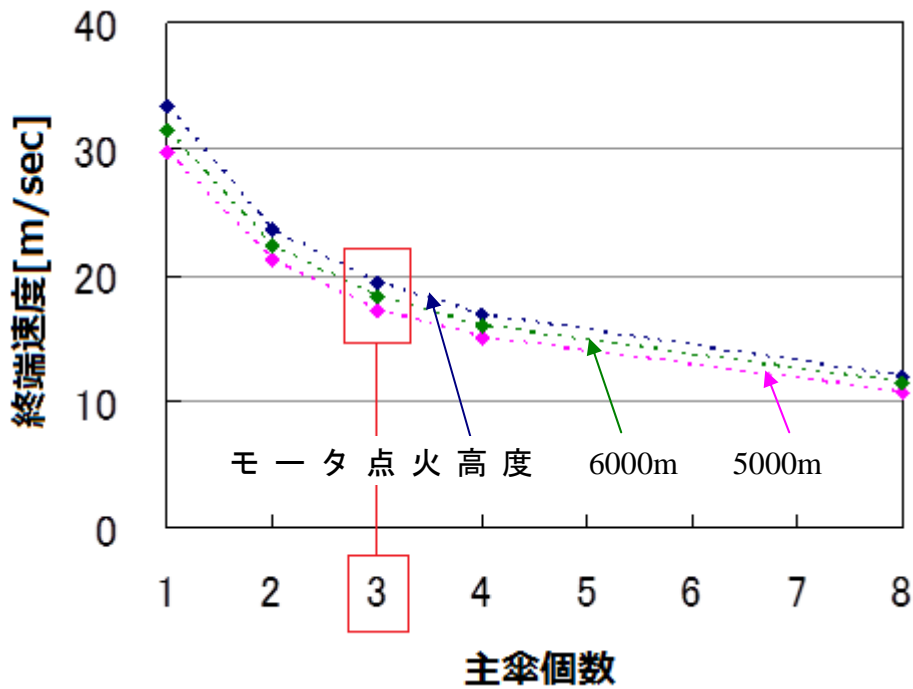


図 L-3-1-2-15 メインシュート(主傘)数量と終端速度

④ 落下時のロケットの挙動

メインシュート開傘からのロケットの挙動について、検討を行った。ロケットは輸送機から投下後振り子運動を起こすことから、ロケットを点火するまでに姿勢の安定が求められる。検討は、投下高度とロケットの重心位置の運動の関係について

実施した。

投下高度(抽出時)7000mを速度約250km/hで航行中の輸送機から抽出され、3個の100ftメインシュート開傘後のロケットの運動について検討を行った結果、投下から約20secでロケットの運動はほぼ安定する。(図L-3-1-2-15)

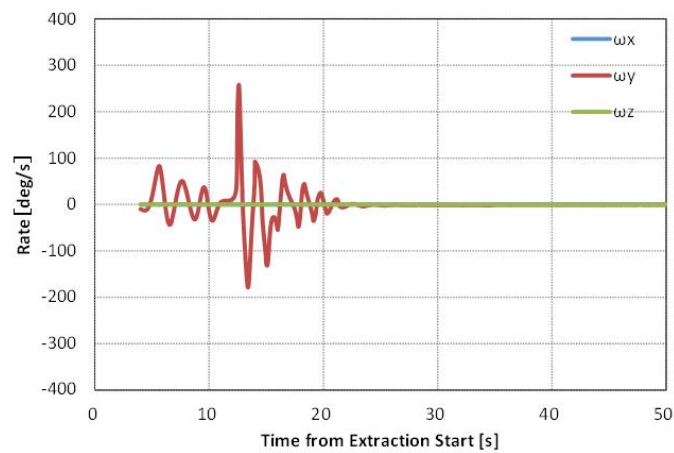
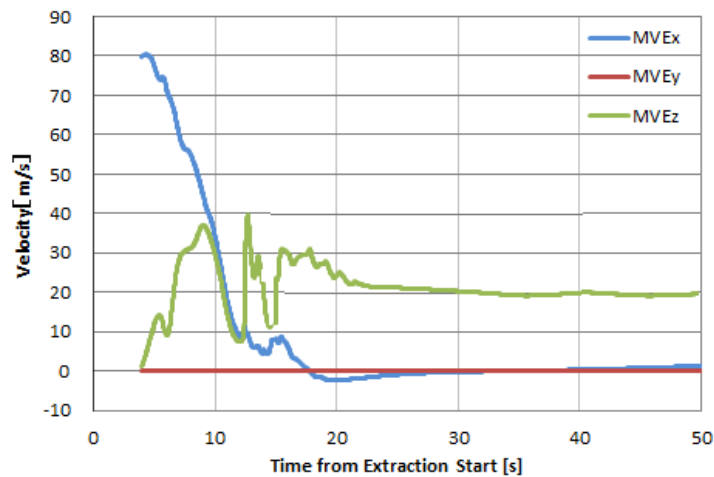
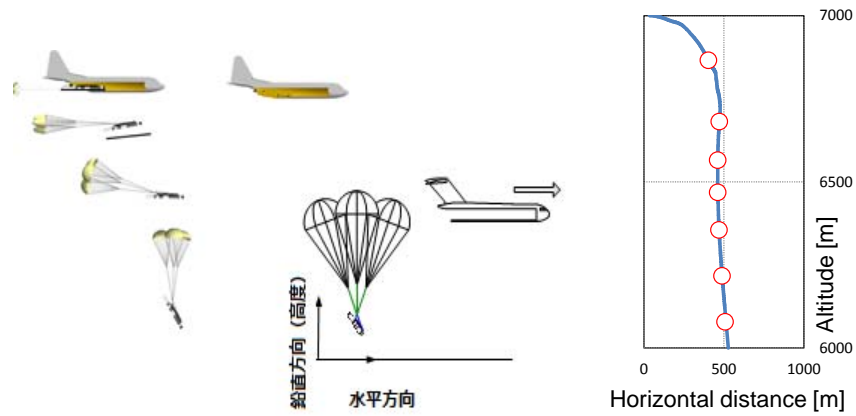


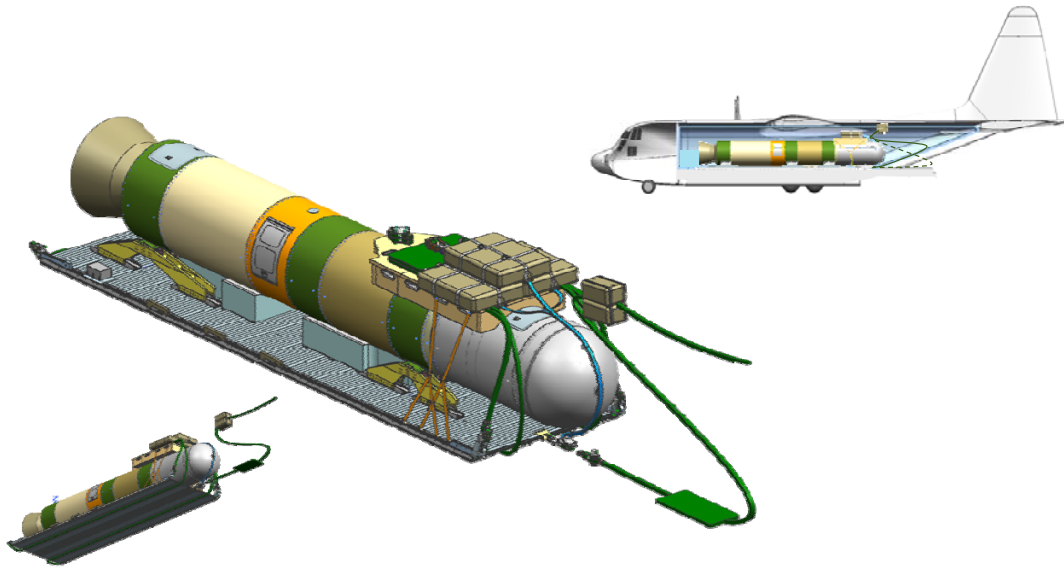
図 L-3-1-2-16 投下高度と落下運動

⑤ 投下システム設計結果

(a) 投下システム設計結果

極軌道へ 150kg の衛星を打上げを要求として、投下システム及び投下シーケンスの検討を行った。

投下システムの設計結果を図 L-3-1-2-17 に、構成品ツリーを図 L-3-1-2-18 に示す。



No.	項目	質量(kg)	備考
1	衛星+マージン	350	
2	ロケットシステム	15,000	3 段式固体ロケット 直径: $\phi$ 1.5m、全長:L11m
3	投下システム		
	プラットフォーム (32 ft Type V)	1,400	幅 :108inch 全長:L32ft
	ロケット支持台 分離機構	1,000	
	主傘 抽出傘	430	100ft 傘 × 3 個 28ft 傘 × 2 個
	PPF	100	
	その他構成品	520	
	重心調整ウエイト	200	
<b>全投下物質量</b>		19,000	全幅:2.7m、全長:L18.7m、全高:2.6m

図 L-3-1-2-17 投下システム設計結果



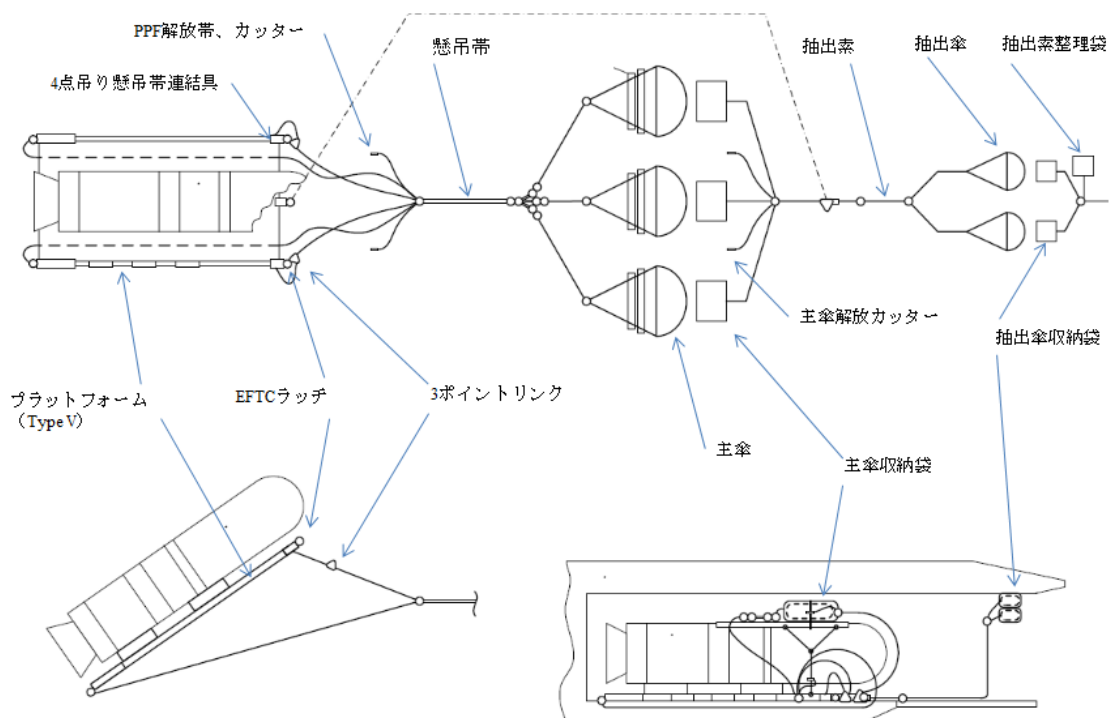


図 L-3-1-2-18 投下システム構成品ツリー

(b) 打上げ能力

ロケットの点火高度をパラメータとした打上げ能力を図 L-3-1-2-19 に、  
 打上げ高度とペイロード質量の関係を図 L-3-1-2-20 に示す。

打上げ条件

- ・C-130 からの投下高度 : 7,000m
- ・ロケット点火高度 : 5,000~7,000,
- ・発射上下角 : 50~80deg.

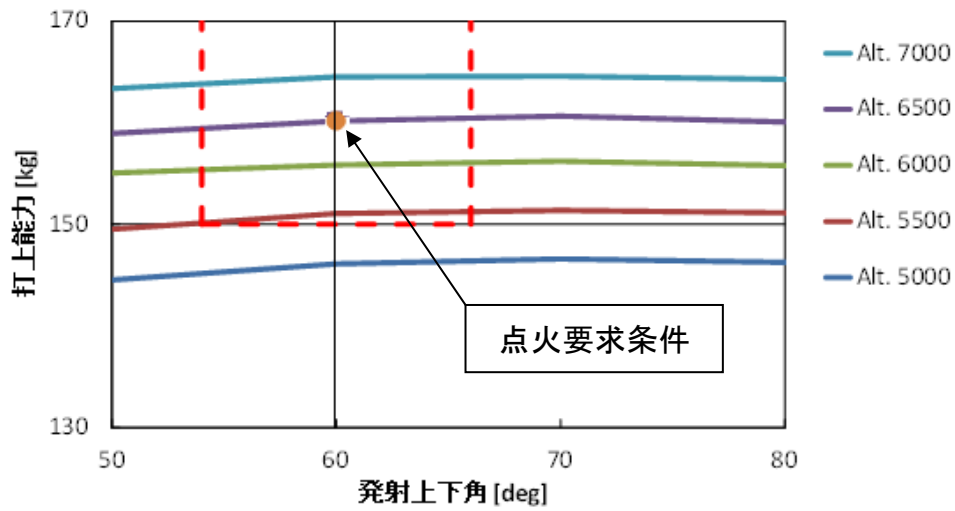
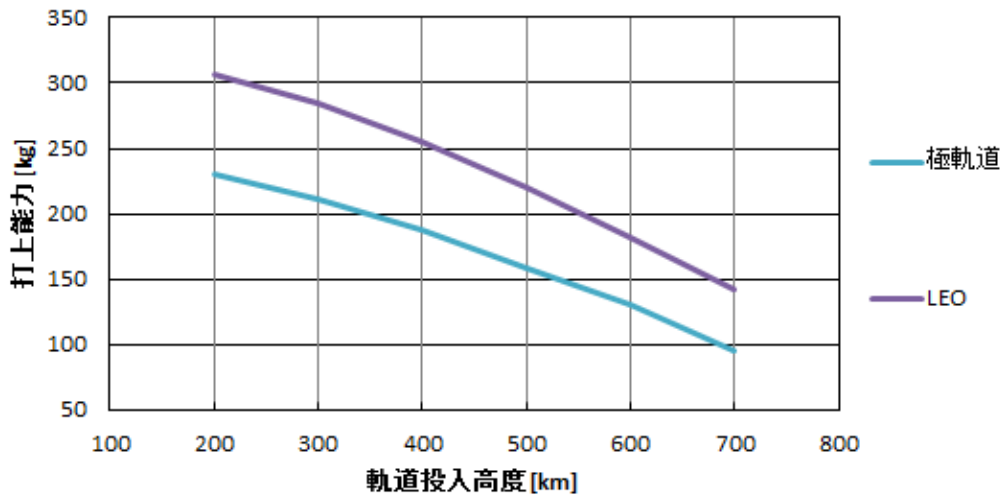


図 L-3-1-2-19 打上げ能力



C-13 からのロケット投下条件

3 段式固体ロケット: 15ton、飛行高度: 7,000m、飛行速度: マッハ 0.6

ロケット点火条件

ロケット点火高度: 6.4 km、発射上下角: 60deg.

図 L-3-1-2-20 軌道高度と打上げ能力

(c) 投下シーケンス

C-130 での投下作業開始からロケット点火までのイベントを表 L-3-1-2-11 に、シーケンス概要図を図 L-3-1-2-21 に示す。

表 L-3-1-2-11 シーケンスオブイベント

No.	イベント	時刻(sec)
1	カーゴ減圧開始	
2	カーゴ後部ドア開放	
3	抽出傘放出	X+0
4	Type V 固定解除	X+1
5	Type V 抽出完了	X+3
6	主傘放出	X+4
7	PPF 解放	
8	主傘開傘	
9	ロケット姿勢変更	X+14
10	ロケット分離	X+32
11	ロケット点火	X+33

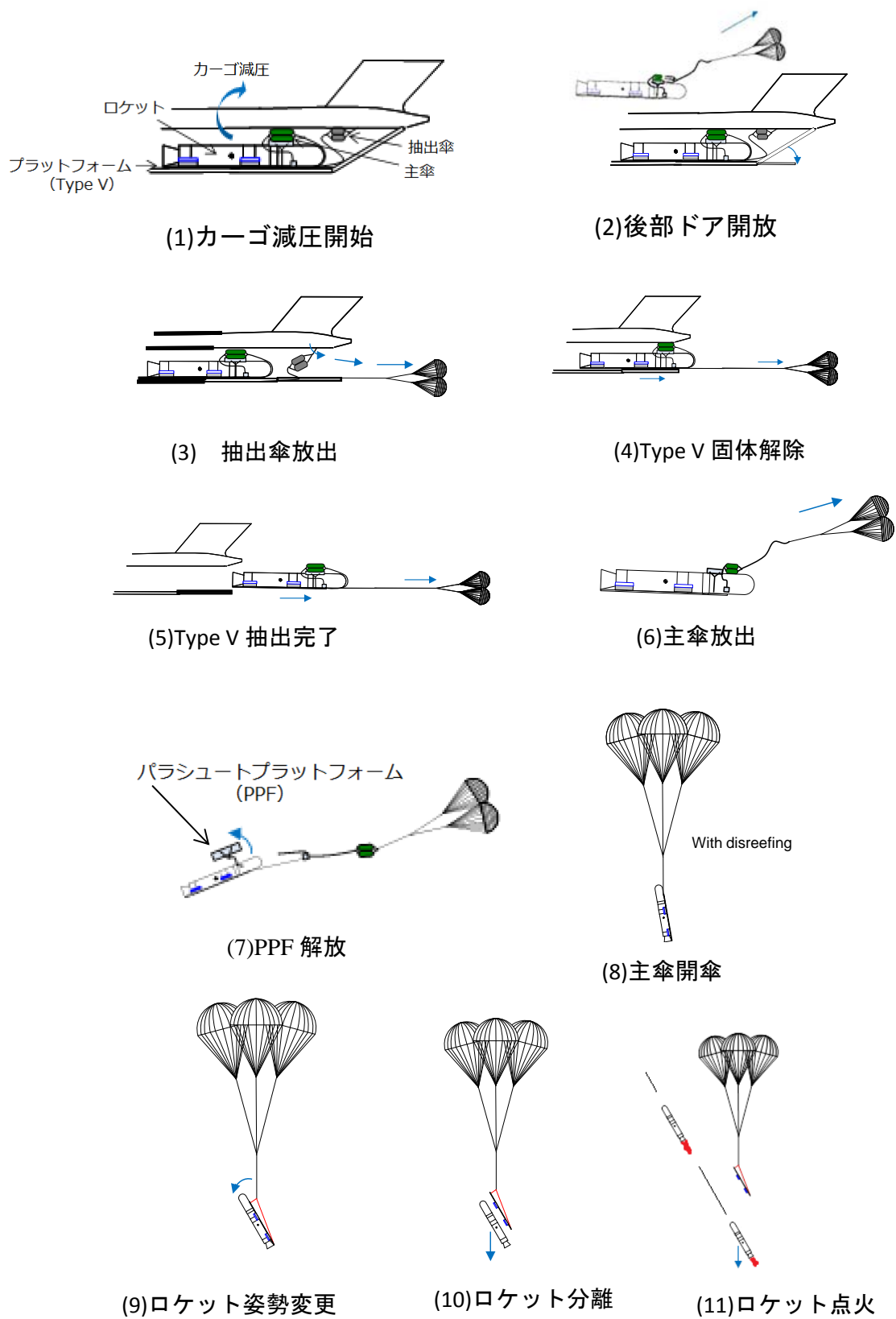


図 L-3-1-2-21 投下シーケンス概要図

### ⑥ 投下実証試験計画

投下システム及び投下シーケンスの実証を行うための試験計画の策定を行った。試験は、米陸軍が運用するアリゾナ州 YTC(Yuma Test Center)での実施を前提として、空中発射ロケットの寸法及び慣性諸元を模擬したダミーロケットをC-130に搭載し、高度約7,000mから投下するもので、供試体設計、計測システム、試験場における供試体の組立、発射用航空機への搭載手順の検討を行った。

試験は日本と米国の合同チームで実施する。実施体制を図 L-3-1-2-22 に示す。

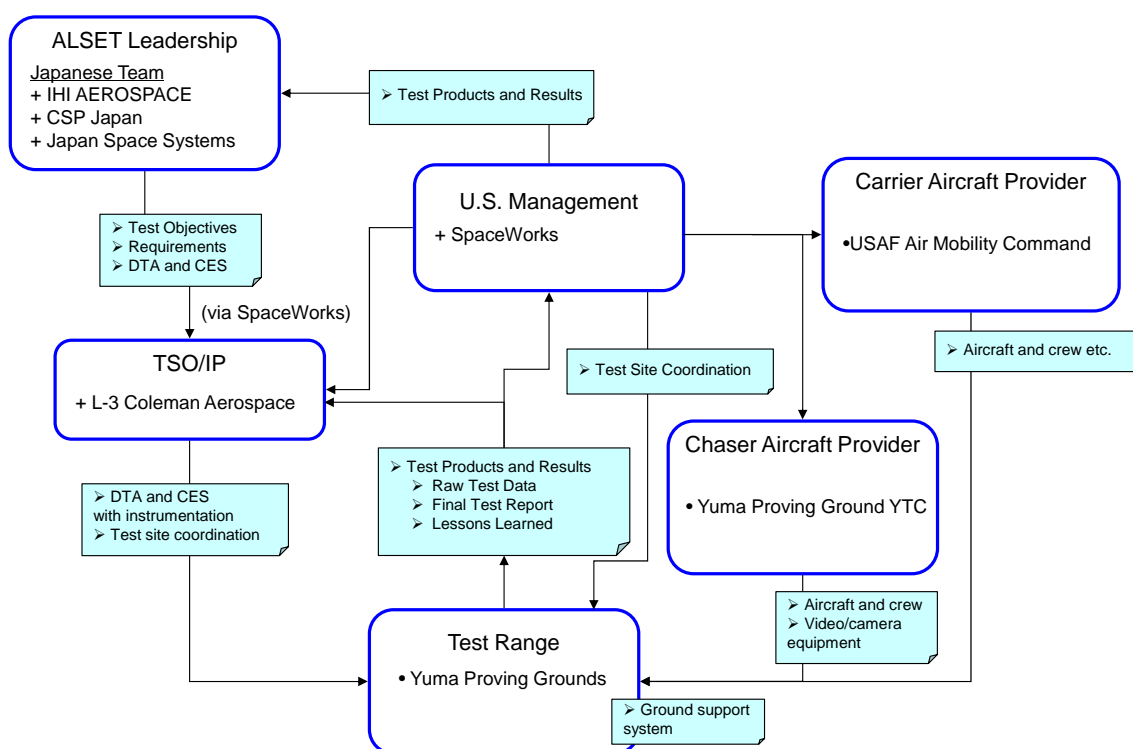


図 L-3-1-2-22 投下試験実施体制図

### ⑦ 設計結果の評価

投下システム、投下シーケンス、実証試験計画等について、設計審査会を開催し問題ないことが確認された。このうち、航空機へのロケット搭載、航行、高空投下等の安全に係わる事項については、米国企業を審査員とする安全審査会を開催し、投下システムの組立手順、C-130 荷室内の機器配置、火工品安全対策、構造解析、抽出解析、実証試験計画等の報告を行い、安全性に問題のないことを確認した。

### (3)運用管制技術

将来の事業化に資する空中発射システムの運用を考慮し、以下の方針を策定した。本研究開発は、下記の基本方針に基づき運用技術の検討を行った。

#### 将来システムの基本方針

- ・ ロケットの点検の自動化
  - アビオニクス、姿勢制御装置等はメーカ工場で可能な限りシステムレベルで十分な検証を行う。現地搬入後は自動化を推進し、点検時間の短縮を図るとともにヒューマンエラーを排除する。現地搬入後の自動化を推進するために以下の方向で検討を行った。
  - コンポーネント単位で自己診断機能を充実
  - 点検データ処理(規格値との照合、トレンド評価)の自動化
  - 工場と現地のロケット点検器材/設備の共有
  
- ・ ロケット自律飛行安全形態
  - 自律飛行安全機能を有しかつ地上からの飛行安全回線を有する形態を目標とし、将来の自律飛行安全につなげる。
  - ロケット搭載機器による自律飛行及び非常時の推力中断
  - 地上からのロケットの監視
  - 地上からの推力中断コマンド送信
  
- ・ 自動化による省力化
  - ロケットの組立～発射のフェーズにおいては、以下により省力化を目指す。
  - 飛行中のロケット診断の自動化
    - ロケット飛行中の監視及び飛行安全監視の省力化を図りヒューマンエラーを排除するため、自己診断機能等を使用することにより異常検出の自動化を検討する。
  - ロケット発射シーケンスの自動化
    - ロケットの発射工程の省力化を図り、ヒューマンエラーを排除するため、発射シーケンスの自動化を検討する。

空中発射システムのメリットの一つである打上場所の自在性では、地球局に依存しないシステムが必要であることから、ロケットにGPS受信機と慣性航法装置(INS Inertial Navigation System)を搭載した複合航法システムとし、自律飛行を可能とする。ロケットの飛行状態については、インマルサット衛星を経由して地上へ送信する。

① ロケット組立整備

空港等における組立/整備構想の検討フローを図 L-3-1-2-23 に示す。空中発射システムの基本方針より、射場での運用には「即応性・利便性を持った運用」に大きく関係することから、「最終組立/整備期間の短縮」や「コストの削減」および「運用の柔軟性」を向上させる方法について、工場内作業の充実を図り、空港内作業の簡素化を行うとともに、自己診断機能の追加により省力化、期間短縮の実現を図った。

具体的には、噛み合わせ等これまで射場で行ってきた作業を工場出荷前に終わらせることにより、射場での作業期間を短縮することや自己診断機能を付加することにより点検項目を削減すること等を行う。

また図 L-3-1-2-24 に従来の地上発射型のロケットと比較した組立・整備フローを示す。組立・噛み合わせ試験までは工場出荷時まで完了させることにより射場での組立・分解作業を減らし、射場での組立・整備期間の短縮が可能となる。

図 L-3-1-2-25 に、上記の組立/整備構想を反映した組立/整備作業構想を示す。ロケットは工場において噛み合わせ試験を行い、各段のステージを組み立てた状態で出荷する。そして空港等にて火工品を艀装し、ロケットの点検を行う。同時に衛星は可搬式クリーンルーム等で継ぎ手に結合し、各種点検が終了した段階でフェアリングに格納する。そしてフェアリングと最終組立/最終点検を行う。搭載機器は自己診断機能の充実を図り、点検作業の省力化を行う。最終点検が終了したロケットは発射用の航空機に搭載され、射点に移動し打上げが行われる流れである。

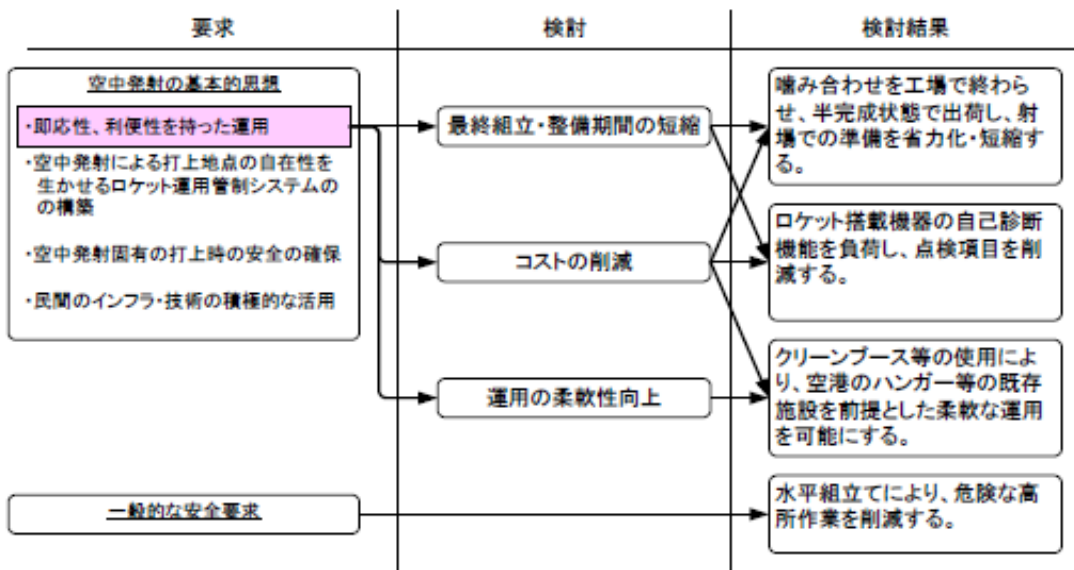


図 L-3-1-2-23 ロケット組立/整備構想の検討フロー

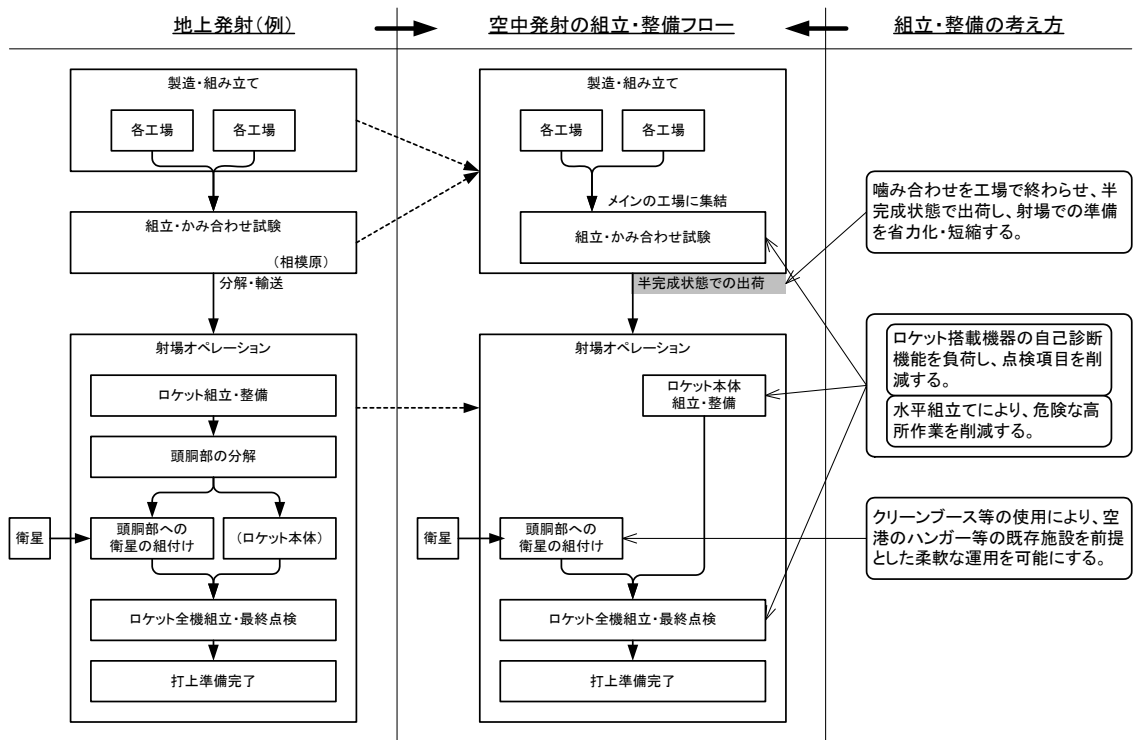


図 L-3-1-2-24 射場運用フローの検討

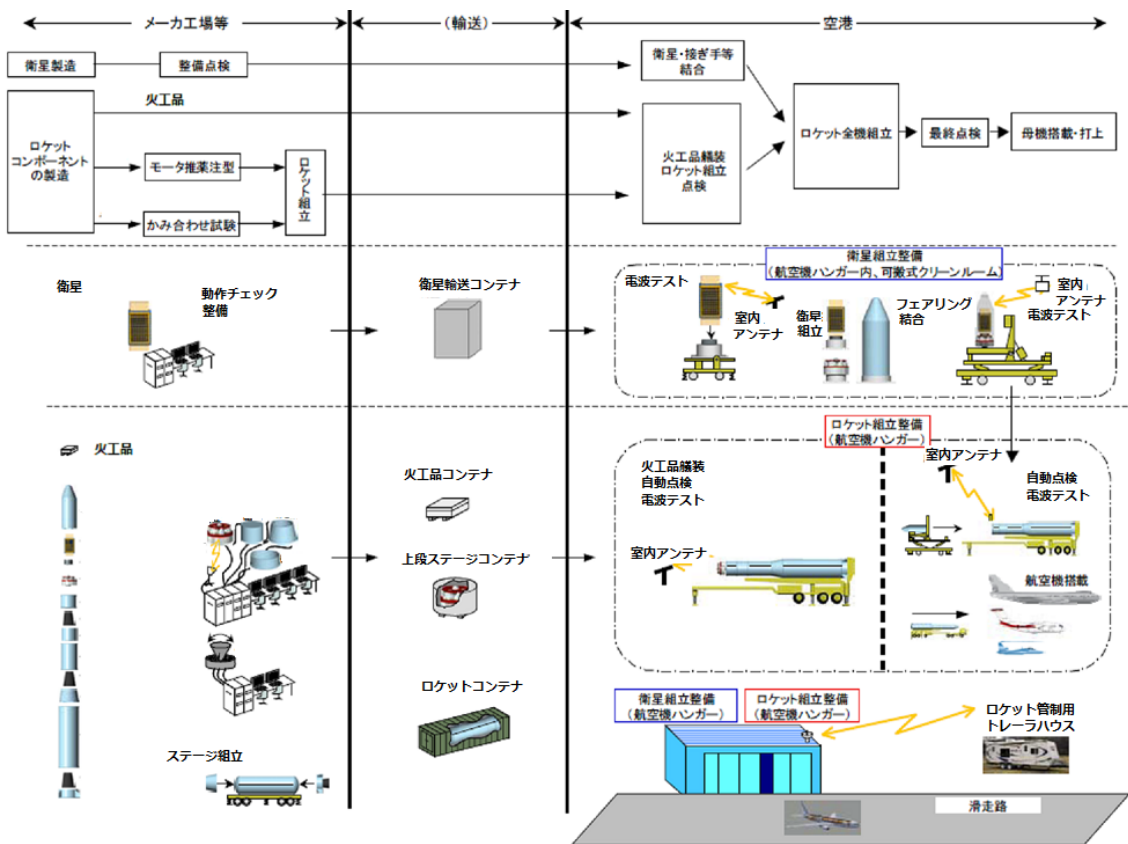


図 L-3-1-2-24 組立/整備作業構想



## ② GPS/INS 複合航法

ロケットの位置・速度の測定システムとして、軽量・小型・低コストのGPS/INS 複合航法システムを検討した。検討に当たっては、JAXA の飛行安全要求及び飛行安全システム要求をベースに、空中発射システムとしての基本構想、要求条件案を策定し、GPS/INS 複合航法システムの検討を行った。システムの主要課題として、①複合航法システムの初期アライメント、②航法データ（位置、速度）及び姿勢角データの計測精度、③GPS 衛星の捕捉とGPS 測位精度、④GPS 受信機のロケット飛翔環境への対応、の4点が想定される。システムの動作原理を図 L-3-1-2-26 に示す。GPS 受信機を除く、慣性航法装置に複合航法ソフトウェアを内蔵する複合航法装置として、GPS/INS インターフェイス、複合航法システムの初期アライメント、航法データ（位置、速度）及び姿勢角データ精度の検討を実施し、主要緒元として表 L-3-1-2-12 を策定した。

GPS アンテナ系は、独立した3個のアンテナをフェアリングの内側近傍に配置（図 L-3-1-2-27）し、その上部に電波透過窓を設ける。GPS アンテナとしては、昨年度提案したクロスダイポールアンテナに代わって、GPS 受信機用として開発され実用化されている低利得・高角度アンテナ（図 L-3-1-2-28）を採用する。当該アンテナの放射パターン（図 L-3-1-2-29）である。150° の角度範囲で0dBi以上の利得が期待される。

GPS 衛星の補足解析では、打上方位角に関係なく常時8基以上の観測が可能であり、幾何学的精度低下率（GDOP : Geometrical Dilution of Precision）は2以下と良好である。

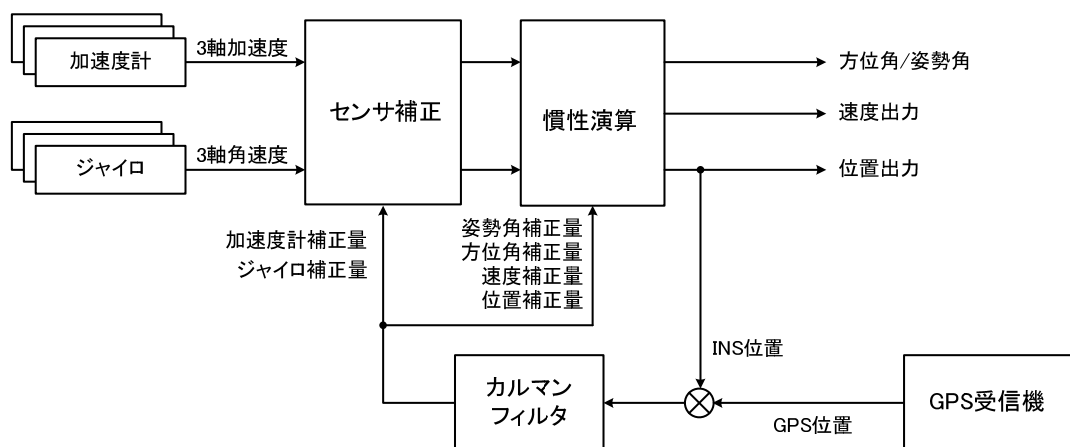


図 L-3-1-2-26 GPS/INS 複合航法システムの動作原理

表 L-3-1-2-12 GPS/INS 複合航法装置の主要諸元

No	項目		仕様値	備考
1	加速度計	検出範囲	$\pm 196\text{m/s}^2$	20G
2		バイアス	$0.098\text{m/s}^2$ rms	10mG
3		SF誤差	1%FS rms	
4	ジャイロ	検出範囲	$\pm 30^\circ / \text{s}$	
5		バイアス	$200^\circ / \text{h}$ rms	GPS/INS修正後
6		SF誤差	0.5%FS rms	
7	消費電力		10W 以下	
8	質量		1.5kg 以下	
9	データ更新レート		50Hz	
10	温度範囲		$-40 \sim +71^\circ\text{C}$	

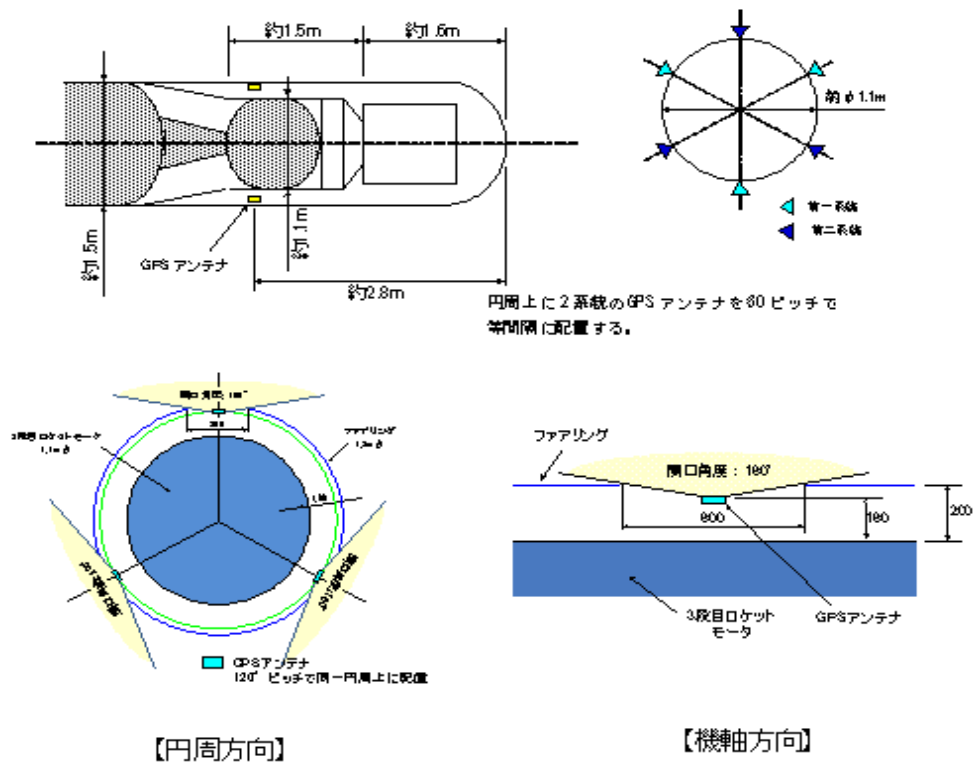
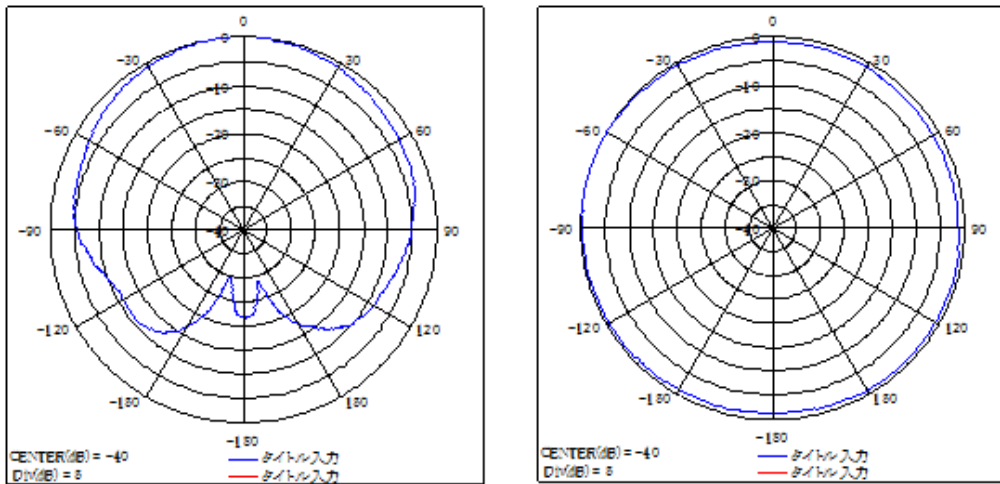


図 L-3-1-2-27 アンテナ配置



図 L-3-1-2-28 低利得・高角度 GPS アンテナ



天頂方向 (90deg.) 指向性

水平方向 (0deg.) 指向性

図 L-3-1-2-29 低利得・高角度アンテナの放射パターン

### ③ 衛星経路の打上げ管制

空中発射システムのメリットは、高々度からの打ち上げであることから打ち上げ効率が高いこと、特定の射場を必要とせずに任意の場所からの打ち上げが可能なることにある。しかし現在、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の種子島宇宙センタ及び内之浦宇宙空間観測所から衛星の打ち上げが行われているが、飛行中のロケットには連続した飛行状況の確認が求められている。このために、ロケットの飛行経路下には追跡のための地球局が設置されているが、地球局の利用を前提とすると、空中発射システムのメリットである、任意の場所からの打ち上げができなくなる。そのために、地球局に依存しない安全、確実で、かつ低コストな打上げ管制として、衛星を経由してロケットと地上間の通信を行う。飛行管制のバックアップ及び現在の打ち上げ基準である、継続した飛行状況の監視と地上からの飛行中断機能を確認する手段として、ロケットの飛行情報を衛星経由で地上に送信し、飛行中断などのコマンドを衛星経由で送る技術を検討する。ロケットと地上間の通信手段として、通信衛星を適用する。

(a) 通信衛星

宇宙のデータ中継衛星としては、米国の TDRS や日本の DRTS があるが、将来の事業化への適用を考慮し、実験衛星や民間利用できない衛星ではなく、商用の通信衛星を利用することとした。商用通信衛星のうち、日本国内で通信免許を有すること、所要の通信量が確保できること、アンテナビーム制御の制約が比較的緩やかであることから、インマルサット衛星を選定した。(表 L-3-1-2-13)

表 L-3-1-2-13 空中発射システム用通信衛星候補

衛星名	軌道	通信容量	通信範囲	評価	備考
TDRS	GEO	1920kbps	太平洋東域	△	米国中心、他国向けチャンネル割り当て開始
インマルサット (BGAN)	GEO	IP:492kbps ストリーミング: 256kbps	太平洋全域	○	
JSAT	GEO	UP:2Mbps Down:10Mbps	太平洋特定域	△	Ku バンド使用、アンテナビーム制御精度厳しい
インテルサット	GEO	UP:64kbps Down:64kbps	太平洋全域	△	移動体通信能力が低
オーブコム	LEO	UP:2.4kbps Down:4.8kbps	太平洋全域	×	通信量が少
イリジューム	LEO	UP:2.4kbps Down:2.4kbps	太平洋全域	×	通信量が少、次世代は10Mbpsに増加予定
グローバルスター	LEO	9.6kbps	太平洋全域	×	通信量が少
スラーヤ	GEO	IP:444kbps ストリーミング: 256kbps	太平洋全域	×	日本国内では未許可

(b) インマルサット衛星

インマルサットI-4衛星は静止軌道上に3機打ち上がっており、南極、北極を除くほぼ地球全域をカバー(図 L-3-1-2-30)している。太平洋をカバーする衛星は、ハワイにある地上局と通信を行い、地上回線により日本へ送信される。3機の衛星管制は英国ロンドンにあるインマルサット社(本社)の管制センターで行われている。現在インマルサットは、陸上、海上、航空サービスを提供(表 L-3-1-2-14)しているが、新たに低周回軌道の衛星と通信を行う端末(SB-SAT:Swift Broadband Satellite)を開発中で、2012年にフライトモデルの製作を予定していることから、ロケット用通信端末として、SB-SATの改修を行うこととする。

SB-SATによる通信システム構想を、図 L-3-1-2-31 に示す。

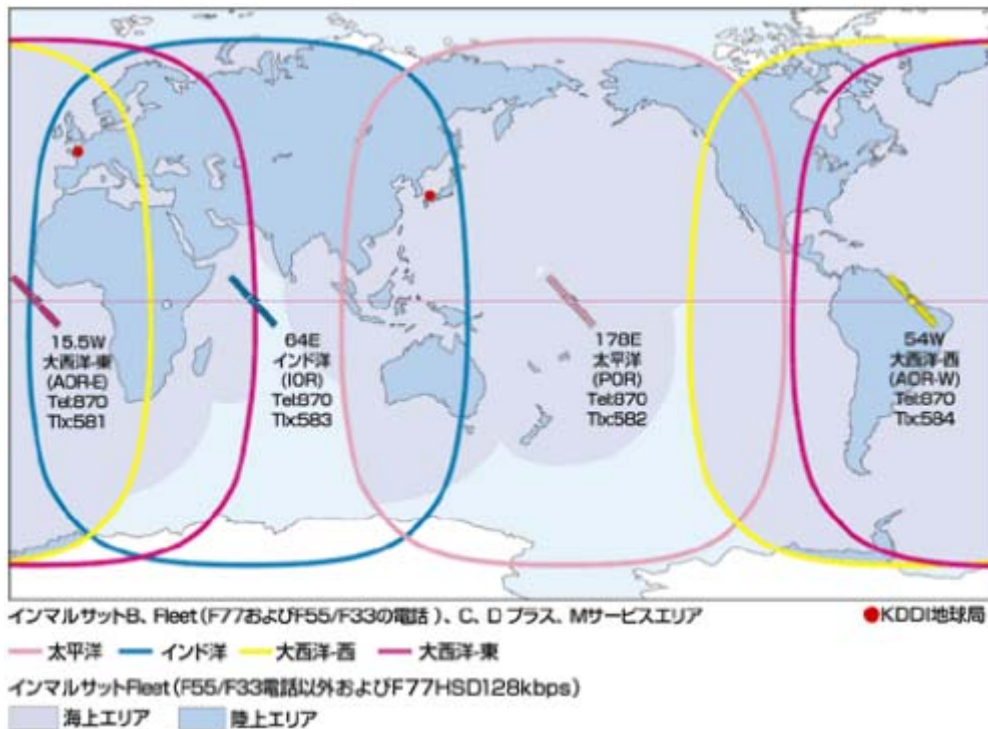


図 L-3-1-2-30 インマルサットのサービスエリア

表 L-3-1-2-14 インマルサット通信サービス

区分	サービス名称
陸上通信	BGAN: Broadband Global Area Network
海上通信	FB: Fleet Broadband
航空機通信	SB: Swift Broadband
LEO 衛星通信	SB-SAT : Swift Broadband Satellite

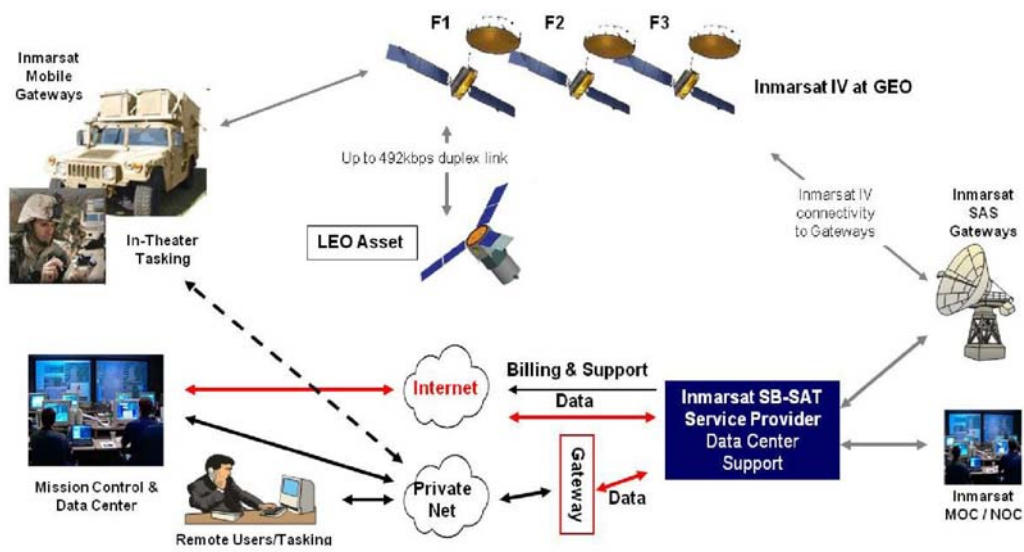


図 L-3-1-2-31 SB-SAT 通信システム構想

(c) ロケット用通信端末

インマルサット衛星との通信端末として、SB-SAT をベースに検討を行う。

SB-SAT は、米国国防高等研究計画局 (DARPA : Defense Advanced Research Projects Agency) と欧州宇宙機関 (ESA : European Space Agency) が開発資金を拠出し、開発を進めており、主に、LEO (軌道高度 : 300 ~ 1600km) 衛星との通信を計画している。SB-SAT のビームカバー率とカバーエリアを表 L-3-1-2-15 に示す。

表 L-3-1-2-15 SB-SAT ビームカバー率

高度	ビーム	軌道傾斜角			
		30 度	45 度	60 度	90 度
300km	Nom	100%	100%	96%	87%
	Outer	100%	100%	100%	100%
700km	Nom	95%	91%	77%	57%
	Outer	100%	99%	93%	71%

カバ  
ー  
エリ  
ア  
高  
度  
方  
向

SB-SAT の仕様を、表 L-3-1-2-16 に示す。また、LEO 衛星のドップラ効果を考慮し、周波数変化に対応できるように設計されている。(表 L-3-1-2-17)

SB-SAT は衛星搭載用として開発されているが、ロケット通信系への適用に当たっては、ロケットの燃焼による加速度及び加加速度(ジャーク)に対する対応が必要となる。想定される加速度、ジャークの環境を、図 L-3-1-2-30 に示す。この環境に対応させるための技術課題と、ロケット用通信端末に求められる仕様案を表 L-3-1-2-18、表 L-3-1-2-19 に示す。

また、本通信端末を使用したロケット通信系の技術課題と、対応策の検討を行った。結果を表 L-3-1-2-20 に示す。

表 L-3-1-2-16 SB-SAT 仕様

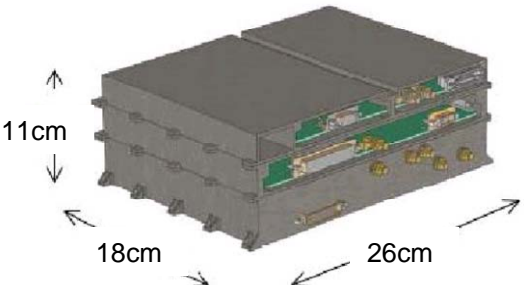
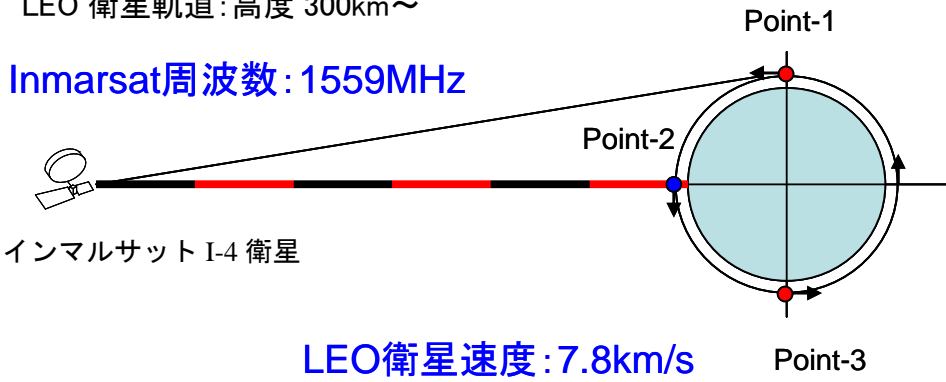
項目	通信端末仕様		
チャンネル	Single Channel w/GPS		
通信レート アンテナゲイン 14dbi 前提	100kbps~475kbps		
	ケース	RTN	FWD
	Nom 中心	475kbps	464kbps
	Nom 端	332kbps	300kbps
大きさ	11cmx18cmx26cm		
重量	4kg 以下		
作動環境	-25 度 C ~ +60 度 C		
消費電力	40W		
オプション	アンテナ・ジンバルコントロール		
外 観			

表 L-3-1-2-17 SB-SAT のドップラ効果

位 置	ドップラ効果量
Point-1 、 Point-3	周波数変化: $\pm 41\text{kHz}$
Point-2	周波数変化率: $48\text{Hz/s}$
	<p>LEO 衛星軌道: 高度 300km ~</p> <p>Inmarsat 周波数: 1559MHz</p>  <p>インマルサット I-4 衛星</p> <p>LEO 衛星速度: <math>7.8\text{km/s}</math></p>



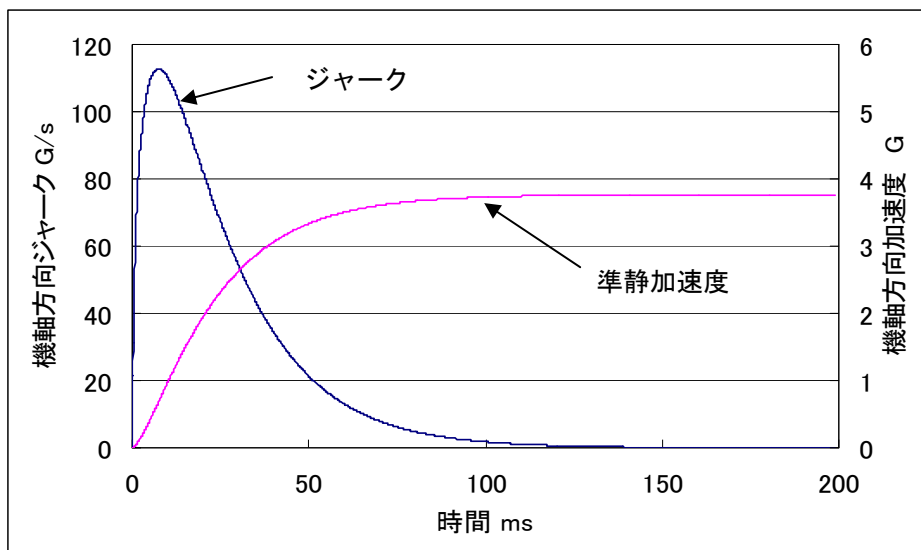


図 L-3-1-2-32 ロケット飛行環境

表 L-3-1-2-18 ロケット用通信端末の技術課題

課 題	ロケット	対応検討	LEO 衛星
ロケット飛行速度 (0km/s～7.8km/s) によるドップラシフト	±41kHz 以下	SB-SAT 通信端末で対応可能。	
準静的加速度(3G ～10G)によるドップラシフトの変化	520Hz/s (@10G)	ドップラシフトの変化量は、SB-SAT 仕様値より大きい。しかし、SB-SAT ソフトウェア処理のパラメータ変更により対応可能と考えられる。	周波数変化 :±41kHz  周波数変化率 :48Hz/s
ロケットモータ点火時のジャーク (100G/s 以上)により発生するドップラシフトの変化量	2600Hz/s (@100G/s)	ブラックアウト(通信遮断)が発生する可能性があるが、その場合は通信再開時間を極短時間にする。	

表 L-3-1-2-19 ロケット用通信端末仕様案

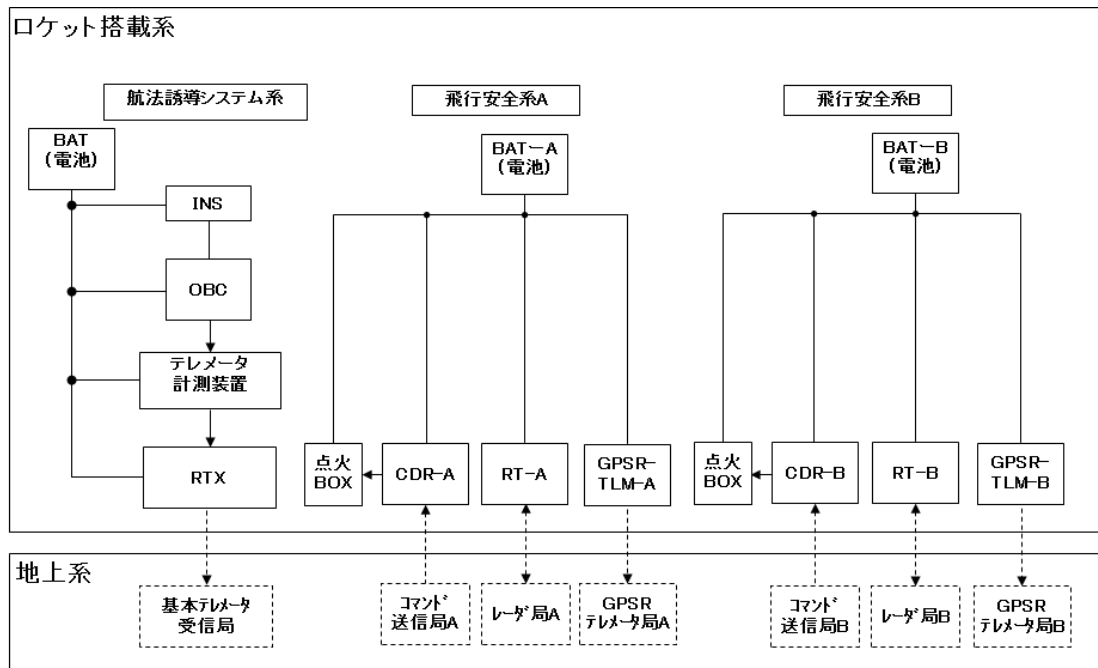
項目	通信端末仕様
チャンネル	Single Channel w/GPS
通信レート	294kbps
大きさ	11cm × 18cm × 26cm
重量	4kg 以下
作動環境	-25 度 C ~ +60 度 C
消費電力	40W
ロケット環境対応	<ul style="list-style-type: none"> <li>・速度対応 (0km/s ~ 8km/s)</li> <li>・加速度対応 (0G ~ 10G)</li> <li>・ジャーク対応 (100G/s 以上)</li> <li>・通信遮断の無いこと</li> </ul> (通信遮断発生の場合は短時間での通信再開が可能なこと)

表 L-3-1-2-20 ロケット通信系の技術課題

No	課題	対 処(案)	備 考
1	テレメータ データ量	必要最小限のデータ内容 の確定	・ 必要通信データ量の確保は可能
2	小型、軽量、 低消費電力通 信機	小型、軽量、低消費電の ロケット搭載通信機開発	・ SB-SAT 性能諸元はロケット搭載可 能 ・ SB-SAT 通 信 端 末 を ベ ー ス に ALSET 通信端末を開発する
3	ドップラ シフト補償	・ ドップラシフト補償機能付 きロケット搭載通信機開発 SB-SAT の復調器に周波数 変動フィードバックループを 追加	・ 復調器はジャーク時を含む全ロケッ ト飛行く環境
4	高ジャーク下 における通信 確保	復調器に周波数変動フィ ードバックループを追加	・ジャークにより復調器の周波数ロック が外れても、高ジャーク終了後、通信 回復時間は約 80msec～160msec 間 であり、高ジャーク間隔が 4 フレーム (320msec) 以内であれば通信遮断期 間 500msec 以下となる。実際のジャ ーク間隔は、2フレーム(1msec160) 以内。
5	Narrow Band 間の境界域に おけるハンド オーバーの頻繁 な発生	・ 処置不要	・ Narrow Band ハンドオーバは、移 動体の位置、飛行情報に基づき、イン マルサット側で自動切り替え
6	ロケット/地上 間の通信遅れ	・ 簡易実験による通信遅れ 時間 1sec 以下を計測 ・ 詳細計測によりデータを 蓄積	・ 破壊限界線の設定に反映
7	ロケット搭載ア ンテナ	・ ロケットの頭頂部及び側 方にパッチアンテナを設置	・ ロケットの姿勢異常時においてもほ ぼ通信可能
8	航空機搭載時 からロケット点 火までの通信 確保	・ 通信遮断時間が 5sec 以 上の場合は、近距離用通信 機を導入	・ 通信回線遮蔽解除後、通信回復時間 は約 80msec～160msec

(d) 指令破壊

現行の打ち上げ安全基準や米国連邦航空局（FAA：Federal Aviation Administration）の安全基準等では、地上設備の使用を前提としたものであり、基準に基づき、ロケットの飛行安全システムが構成（図 L-3-1-2-33）されている。本空中発射システムではシステム簡素化と将来の低コスト化の可能性を考慮し、従来からのロケット誘導航法システムに付加する飛行安全システムの構成（図 L-3-1-2-34）を策定した。



[注記]INS:慣性基準、OBC:誘導コンピュータ、RTX:送受信機、CDR:コマンド受信機、RT:レーダトランスポンダ、BAT:バッテリー電源、GPSR:GPS受信機

図 L-3-1-2-34 現状の飛行安全システム構成

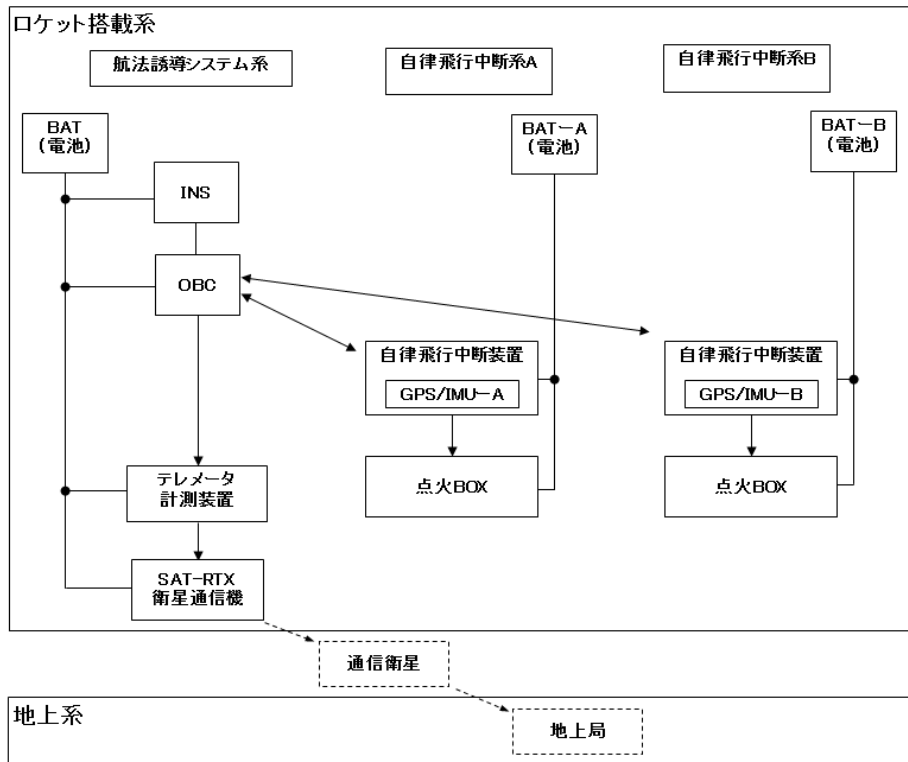


図 L-3-1-2-34 空中発射システムの飛行安全システム構成の構想案

#### ④ 運用管制

図 L-3-1-2-34 に示す空中発射システムの全体運用構想に基づき、指令管制、飛行管制、投下管制の構想検討を行った。各管制の機能配分を表 L-3-1-2-21 に示す。

各管制の責任範囲として、指令管制は運用全体、飛行管制はロケット投下～発射工程終了宣言まで、投下管制は発射工程宣言～ロケット点火までとする。ロケット投下～ロケット点火までの間は、飛行管制と投下管制を重複させ、ロケット投下～ロケット点火の間に何らかの異常事態が発生した場合に、投下管制がロケット点火を中止出来るようにした。

ロケットと運用管制センタ間は、ロケットが発射用航空機から投下されてから絶え間なく通信できることを原則として検討した。ロケット～運用管制センタの間でメインとなる通信系は、ロケット搭載インマルサット通信系であり、ロケットが発射用航空機内にある時にハットアンテナ等を使用して通信を確立しておく。しかし、発射用航空機からロケットを投下する際にアンテナのブラックアウト期間が生ずるため、ブラックアウト期間の発射用航空機～ロケット間の通信を補うための発射用航空機～ロケット間で近距離無線を使用し、発射用航空機から発射用航空機搭載インマルサット通信系を使用して運用管制センタに接続する。

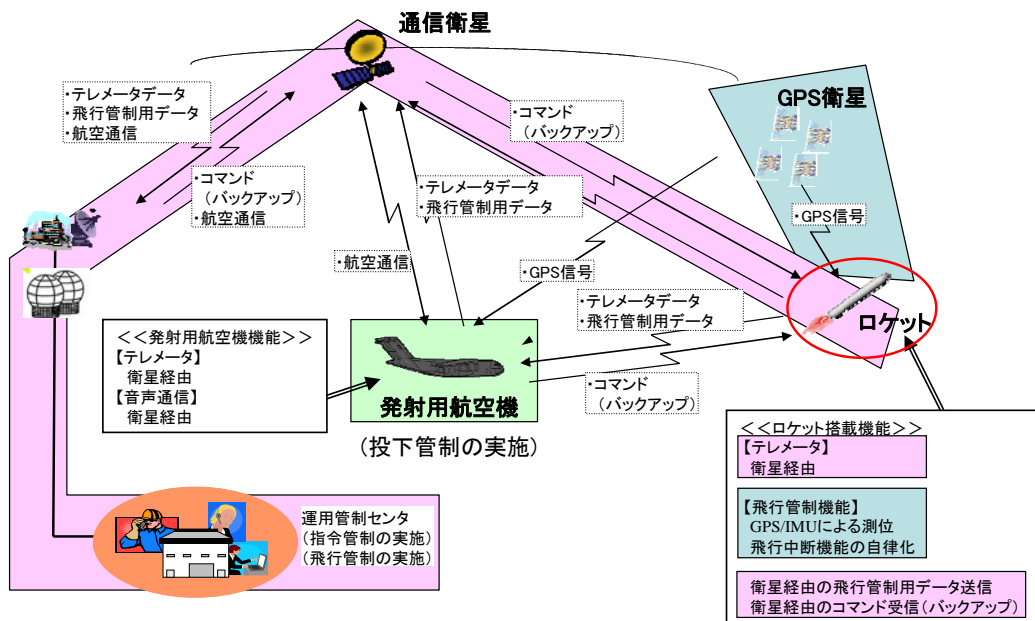


図 L-3-1-2-34 空中発射システムの全体運用構想

表 L-3-1-2-21 各管制の機能配分

機能要素	機能配分
指令管制 (運用管制 センタ)	<ul style="list-style-type: none"> <li>発射工程宣言 発射工程開始を宣言し、各系に準備を指示する。</li> <li>航空機の状態監視 航空管制側からの情報や航空機無線からの直接伝達情報によって、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指令管制指揮者(LC)へ報告する義務を有する。報告は、指令管制員が行う。</li> <li>その他の状態監視 地上安全(離陸前のみ)、気象(離陸前のみ)に関する情報監視を行う。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。報告は、指令管制員が行う。</li> <li>発射用航空機の飛行計画承認 指令管制にて投下場所、時刻を航空機に指示する。それに対する飛行計画を承認する。</li> <li>航空機の離陸許可 各系からの監視状況を集約の上、航空機の離陸を許可する。</li> <li>最終投下(打上げ)判断及び指示 各系からの監視状況を集約の上、最終的なロケット投下の判断を実施し、各系への指示を行う。判断の実施はミッション責任者が行い、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LCが各系への指示を行う。</li> <li>運行監視 航空機の飛行状態監視及びロケットの飛しょう安全監視を行う。 また、飛行管制からの情報に基づき、ロケットの指令破壊要否判断(コマンド判断)を行い、ロケットの飛しょうに異常が発生した場合には、飛行管制にコマンド送信を指示する。</li> <li>発射工程終了宣言 飛行管制からの衛星軌道投入確認報告を受け、発射工程終了を宣言する。</li> </ul>

<p>飛行管制 (運用管制 センタ)</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ロケットの状態監視 地上支援設備 (GSE : Ground Support Equipment) を起動し、ロケットからのテレメータ情報によって、ロケットの状態監視を行い、ロケットの健全性を判断する。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。報告は飛行管制員が行う。</li> <li>・ロケットの飛行安全監視 ロケットからのレンジングデータによって、飛行安全監視を行い、飛行安全を判断する。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。報告は飛行管制員が行う。また、指令管制の指示によって、コマンド送信を行う。</li> <li>・衛星の軌道投入確認 衛星が軌道に投入されたことを確認し、LC へ報告する。</li> </ul>
<p>投下管制 (発射用航空機)</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・発射用航空機の飛行計画作成 指令管制にて指示された投下場所、時刻に基づき、飛行計画を作成する。</li> <li>・ロケット状態監視 空中投下支援装置 (ASE : Airborne Support Equipment) を起動し、ロケットの点検・初期化・設定を行う。ロケットが点火するまでの間における、ロケットのテレメータデータの監視を行い、ロケットの健全性を判断する。監視機能は専用装置 (ASE) によって行われる。</li> <li>・ロケット状態監視データの中継 ロケット点火までの間のテレメータデータの中継を行う。中継機能は専用装置 (ASE) によって行われる。</li> <li>・航空機飛行状態の報告 航空機の飛行状態を指令管制へ報告する義務を有する。報告は、投下管制が行う (機長又は機長の代行執行承認のもと)。</li> <li>・ロケット投下の実施 カウントダウンを開始し、投下を実行する。投下の実行は機上の航空機クルーが行う。航空機にとって致命的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投下・投棄は許容されない。LC からの投下指示後、ロケット点火までの間のシーケンス停止判断権限は投下管制に移行する。最終投下(打上げ)判断を行い、投下後、シーケンス停止要否を判断(コマンド判断(緊急停止))し、異常が発生した場合は、緊急停止を行う。 発射用航空機飛行中の異常に関する判断権限は、下記の通りとする。なお、投下後、発射用航空機は射点からの離脱を行う。 <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 投下機構作動前：機長又はオペレータ (代行執行)</li> <li>・ 投下機構作動後：機長又はロードマスター (代行執行)</li> </ul> </li> <li>・ロケットのオペレーション 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。制御の実行は発射用航空機に搭乗したオペレータが行う。オペレータはロケットの状態監視を実行するが、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>・ペイロードのオペレーション 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。実行は発射用航空機に搭乗したオペレータが行う。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。発射用航空機の一般的な運行に係わる責任と義務は投下管制が有し、投下管制が実施する。</li> </ul>
<p>ロケット</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ロケットの点検・初期化・設定 投下管制からの操作でロケットの点検・初期化・設定が行われる。</li> <li>・安全機能 発射用航空機搭乗員の安全を確保するため、ロケットが発射用航空機から離れるまで破壊機能、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。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、投下までのカウントダウンシーケンスは発射用航空機側から実施する。投下後、点火までのカウントダウンシーケンスはロケット本体で実施する。</li> </ul>

#### (4) 法規制調査

宇宙空間利用の国際規則として、国連宇宙空間平和利用委員会(COPUOS: United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space)が作成した宇宙5条約と呼ばれる宇宙法がある。主要各国は、条約の批准に伴い国内法の整備を行っているが、我が国においては2008年に宇宙基本法が制定に伴い、宇宙開発戦略本部において宇宙活動に関する法制検討が開始され、2010年3月に「宇宙活動に関する法制検討WG報告書〈中間取りまとめ〉」が公表されたが、民間宇宙活動の促進、ルール必要性を記載するものの、具体的な方策には触れられていない。

本研究開発では、将来の空中発射システムによる民間打ち上げ事業展開を目指して、空中発射システムに必須の航空法等の現行法の弊害に係わる調査を行うとともに、海外の民間打ち上げに係わる法令等について調査を行った。

##### ① 航空法

従来の地上打ち上げに対して、空中発射システムの運用に当たっては新たに航空法に抵触することから、空中発射システムの民間運用に係わる航空法の制約について調査を行った。調査結果の概要を、表 L-3-1-2-22 に示す。また、航空機の耐空証明取得に係わる空中発射システムへ与える制約について、航空運送事業の中型/大型航空機用に適用される T 類として調査を行った。今後、さらに空中発射システムの具体化が進むに当たって詳細な検討が必要となるが、現時点での結果を表 L-3-1-2-23 に示す。

今後制定される、宇宙活動法との整合性を考慮する必要がある。

※なお、2015年になってから、宇宙活動法の検討が進んでおり、ロケットの打上事業者に対する許可の仕組みが検討されているが、空中発射については、宇宙活動法とは別に、航空機の安全確保を行うことが必要と整理されている。(平成27年6月 宇宙活動法に関する基本的考え方)



表 L-3-1-2-22 空中発射システム運用における航空法上の主要な制約

項目	条項	内 容	備 考
航空機の取扱	第二条第1項 第2項	人が乗って航空の用に供する飛行機、回転翼航空機、滑空機及び飛行船等	航空機は、ロケットの輸送か、衛星打ち上げ機の第1段かとの解釈はあるが、通常の航空機として取り扱う
事業形態	第二条第18項 第21項	<ul style="list-style-type: none"> <li>航空運送事業:他人の需要に応じ有償で旅客、貨物を運送</li> <li>航空機使用事業:上記の運送以外の行為</li> </ul>	衛星打ち上げを目的とした、ロケットの投下業務で単なる輸送ではないが、航空輸送事業として取り扱う
耐空証明の取得	第十条第3項 第十一条	<ul style="list-style-type: none"> <li>航空の用に供する場合には耐空証明取得が必要</li> <li>改造を行わなくても用途や運用限界が変わるので、再度耐空証明取得が必要</li> </ul>	ロケット搭載の有無により、類別して耐空証明を取得する ロケット搭載なしの場合はT類、ロケット搭載時はX類とする
機長の役割	第七十三条の四	<ul style="list-style-type: none"> <li>航空機内の安全</li> <li>地上又は水上の人又は物件への危難の防止</li> </ul>	打ち上げ責任者と機長の安全業務との権限を明確にする
ロケット(危険物)搭載	第八十六条	<ul style="list-style-type: none"> <li>爆発性等の物件の航空機による輸送に禁止</li> <li>航空機以外の輸送手段が不可能、不適合の場合で国土交通大臣の承認を受け手輸送</li> </ul>	ロケットは禁止物件に該当する 投下を目的としたものであり、通常の輸送には必ずしも該当しない
ロケット(物品)投下	第八十九条	航空機からの物件投下の禁止 ただし、地上又は水上の安全が確保でき、国土交通大臣に届け出ができた場合は可能	過去には、ビラの投下と農薬散布の実績有り ノータム/水路通報を発信する
事業実施	第百条 第百五条、 第二百二十三条 第二百三十三条	国土交通大臣の許可が必要	これまでにない、新たな事業形態となる

表 L-3-1-2-23 耐空証明審査要項に係わる空中発射システムの制約

項目	システムへの影響	検討事項	備考
飛行(第2章) 操縦性及び運動性 (2-4)、及びトリム (2-5)	臨界発動機停止状態における飛行性能確保のために、臨界発動機停止時のミッション中止(ロケット投下中止)を運用制限に加える必要あり	投下作業中の発動機停止を耐空性審査対象とすると、追加証明の量が大幅に増加する	極めて稀であることや、投下形態を飛行性能上で十分余裕のある状態にして追加証明を回避できないか、若しくは打ち上げを中止する
強度(第3章) 非常着陸状態(3-8)	非常着陸(胴体着陸)時の搭乗者の保護から、搭載しているロケットの固定強度を確保する必要がある	非常着陸のような厳しい条件下での、ロケットのような重量物/危険物の安全な支持方法の実現性に関しては十分な検討が必要である	航空機へのロケット搭載部の強度向上(機体改修)またはロケット投棄する

## ② 米国における商業打ち上げライセンス

米国では、商用打ち上げ事業と関連施設の許可および規制について、米国運輸省(DOT: Department of Transportation)が Commercial Space Launch Act を 1984 年 10 月に制定している。これ以前は、武器輸出管理法及び国際武器取引規則(ITAR: International Traffic in Arms Regulations)を適用していた。1999 年 6 月には、連邦航空局(FAA: Federal Aviation Administration)が Commercial Space Transportation Licensing Regulation を制定し、商業打ち上げ等に係わる規制、振興、ライセンスの発行等を行っている。

米国における、民間打ち上げ事業展開に必要な技術や制約を把握するために、FAA のライセンス取得の手順や審査内容に係わる調査を開始した。

FAA は、1984 年に運輸省・運輸長官室において、商業宇宙輸送室(Office of Commercial Space Transportation: OCST)として設置され、1995 年 11 月に FAA へ移設され、軌道ロケットおよび弾道飛行ロケットの商業打ち上げ活動に係わる下記の管理等を実施している。

- ・ 米国の国際責任の遵守を確証し、公共の健康と安全、財産の安全、国家安全保障および外交政策利益を保護するために、商業宇宙輸送産業を規制
- ・ 民間セクターによる商業宇宙打ち上げ・再突入活動の奨励、促進、振興

- ・ 連邦法、条約、規則、政策、計画および手続きに適切な変更を勧告
- ・ 米国の宇宙輸送インフラの強化・拡大を促進

打ち上げライセンスは、米国市民、合衆国および州法に基づき組織された、または存在する団体及び米国企業および米国が管理的利益を有する外国企業に対して交付される。その手順を図 L-3-1-2-35 に、審査対象項目を表 3-1-2-L-24 に示す。

米国では、1990 年より Orbital Sciences Corp. の Pegasus ロケットが空中発射システムによる商業打ち上げ行っているが、空中発射システムによる商業打ち上げに係わる特別な規制等はないことから、FAA の審査手順に従いライセンスが付与されている。

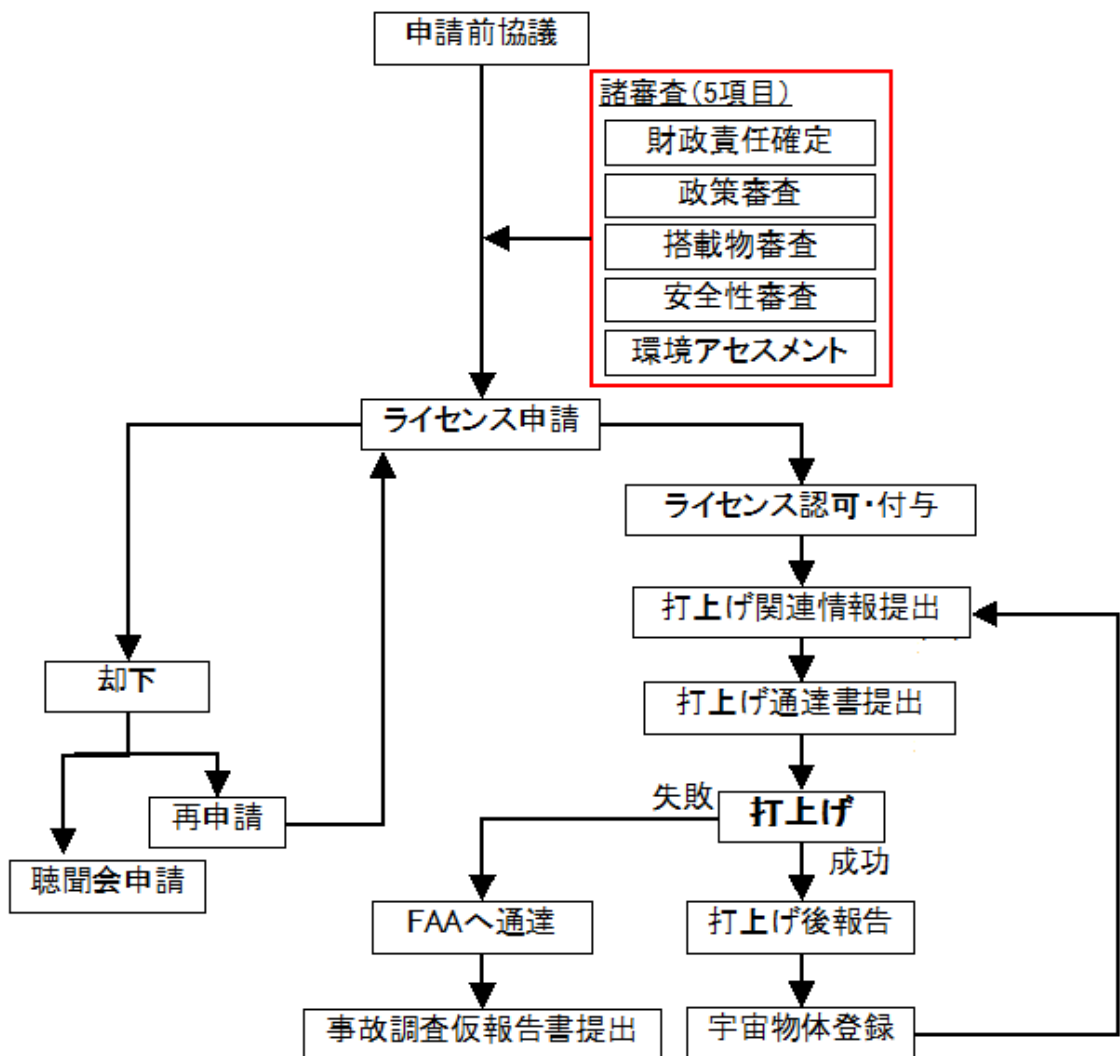


図 L-3-1-2-35 商業打ち上げライセンス発行の手順

表 L-3-1-2-24 商業打ち上げライセンス審査内容

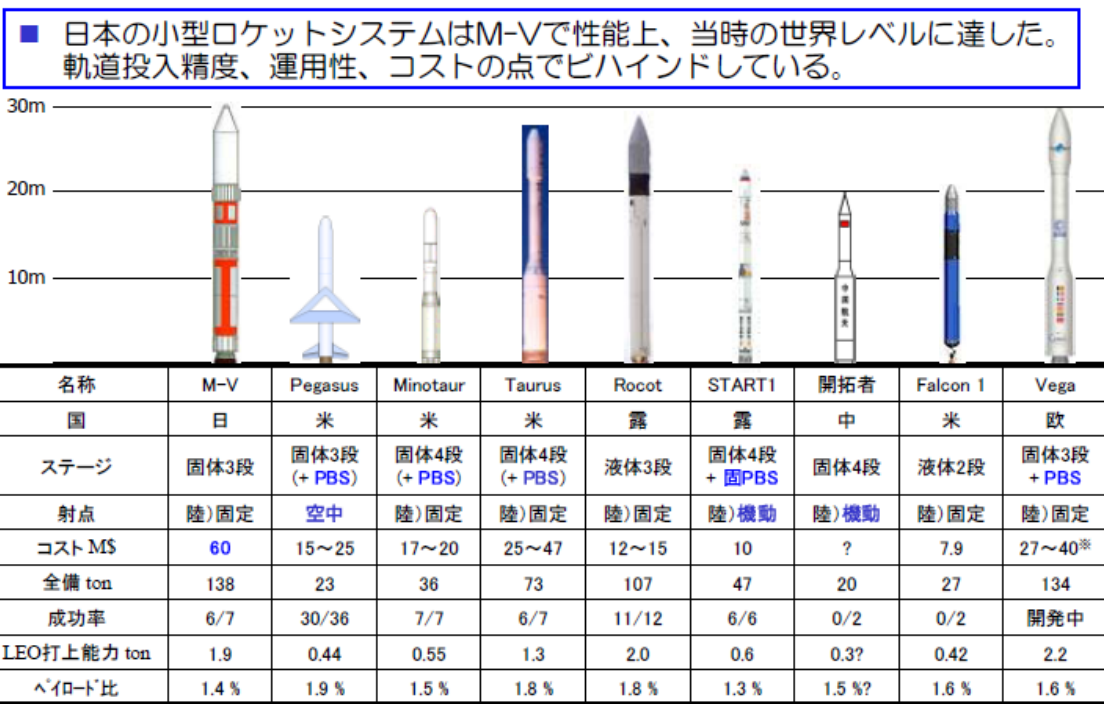
審査項目	内容
<p>財政責任 Determination of financial responsibility</p>	<p>申請者は予想最大損失額の算出に「必要な情報」を提出し、FAA 側は予想最大損失額を算定する。予想最大損失は“申請者”もしくは“ライセンス譲渡を受ける予定者”に通知される。ライセンス取得者が財政責任要件に従わない場合は、ライセンスの差し止めや一時停止を招くこともあり、民事制裁の対象にもなる。</p>
<p>政策審査 Policy Review</p>	<p>技術移転や国家安全保障の観点から審査が行われる。FAA は、国防省、国務省、商務省や、その他の政府機関との協議をもとに、審査を行う。政策審査はライセンス申請者のみが申請できる。</p>
<p>搭載物審査 Payload Review</p>	<p>搭載物の打ち上げが国家安全保障上問題とならないか FAA は国防省と協議する。 米国政府所有もしくは運用されているペイロードおよび商務省下の NOAA と連邦通信委員会の規制対象のペイロードは審査対象外となる。</p>
<p>安全性審査 Safety Review</p>	<p>審査は連邦射場とそれ以外の射場に区分されて行われる。連邦射場からの打ち上げは、射場の安全基準に従い審査される。連邦射場以外の射場から打ち上げる場合は、連邦射場の基準に合わせて審査される。</p>
<p>環境審査 Environmental Review</p>	<p>打ち上げによる環境の影響を審査として、大気質、気候変動やオゾン層破壊、水質、水資源、騒音、危険物質や廃棄物について行われる。射場等で新たに地上設備の建設が伴う場合は、生物、沿岸資源等の項目が追加される。 審査時に年間の打ち上げ回数、過去の打ち上げ活動の累積影響も評価される。</p>

(5) 小型搭載電子機器の検討

我が国のロケット技術と諸外国の先端的な小型ロケットに適用されている技術を比較すると、ロケットエンジン技術等は諸外国と比肩するものの、表 L-3-1-2-25 示すように、ペイロード比率(衛星質量/ロケット全備質量)において諸外国に遅れをと

っている。これは、我が国のロケット開発が短期間でのシステム開発と開発経費の削減に力点が置かれていたこと、ロケットの開発機会が少ない(H-IIA、M-V ロケットの開発から20年以上が経過)こと等から、基盤技術の開発が不十分となり、設計基準、搭載機器、材料等の世代交代が遅れていることに起因するものである。表L-3-1-2-26は低軌道への打上能力400kgを有するPegasus XLの搭載電子機器を日本の現有の搭載機器に置き換えた場合の質量比較である。結果は、機器質量は2.5倍となり打上能力は100kg減の300kgとなる。

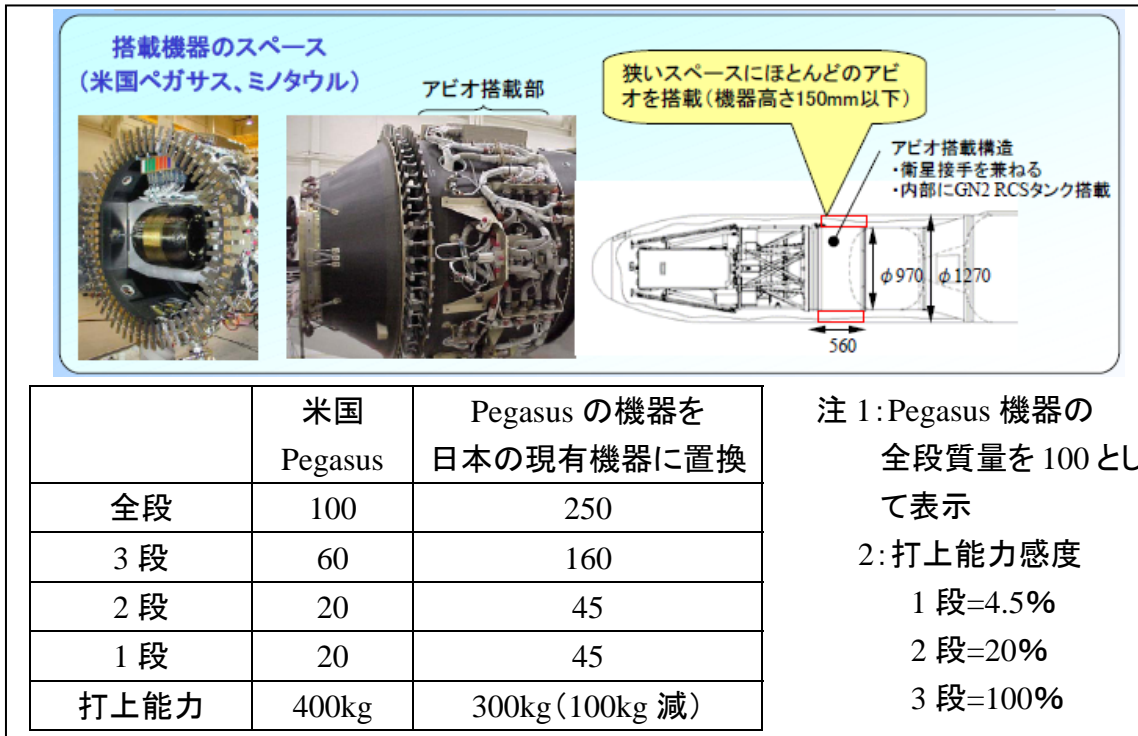
表 L-3-1-2-25 ペイロード比率の比較



注) \$1 = 120円換算

※ 推定コスト。政策的プライスは20M\$

表 L-3-1-2-26 搭載電子機器の質量比較



既存のロケットシステムのアビオニクス構成をベースラインとして、ロケット搭載電子機器の小型、軽量化検討を行った。結果を図 L-3-1-2-36 に示す。

- ・バスは、シリアルバスとして、ハーネスの質量低減およびシステムを簡素化
- ・機器は、機器の統合および機能の見直しによる機器数の削減

Ppower Sequence Distribution Box の小型化、搭載計算機/管制計測装置の統合、指令破壊受信機/早期分離破壊イネーブル制御ボックスの統合、駆動装置のパルス電圧振幅波形制御(PAM)方式への変更による電池数の削減等

- ・計測計は、小型シグナルコンディショナ回路により計測系個別の通信ライン形成し簡素化

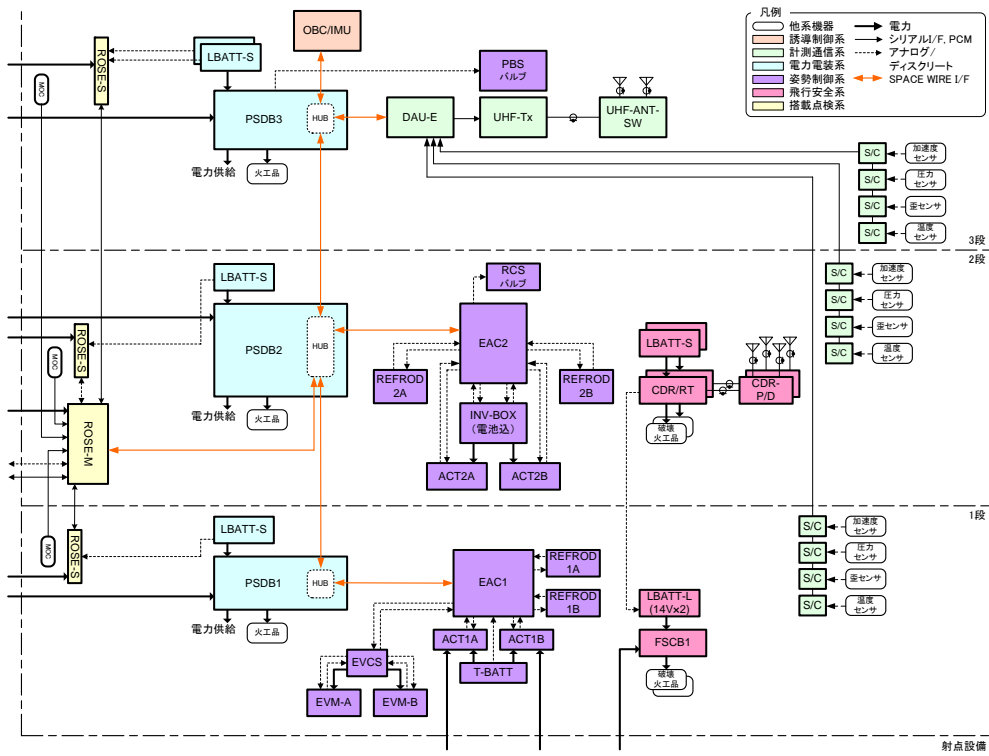


図 L-3-1-2-36 小型アビオニクス構成

### L-3-1-3 特許出願状況等

成果の発表状況を表 L-3-1-3-1 に示す。

表 L-3-1-3-1 論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
発表	27 <sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science 「Air Launch System for Small Satellites」	H21.7
	平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム 「空中発射の研究開発(ALSET)について」	H22.1
	第 54 回宇宙科学技術連合講演会 「小型衛星打ち上げ用空中発射システムについて」	H22.11
	28th International Symposium on Space Technology and Science 「Air Launch System Enabling Technology」	H23.6
	25th Annual Conference on Small Satellites 「ALSET - Air Launch System Enabling Technology R&D program」	H23.8
	22nd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference 「Japanese Air Launch System Concept and Test Plan」	H25.3
	29th International Symposium on Space Technology and Science 「Japanese Air Launch System Concept Design」	H25.6
	2013 年度アストロダイナミクスシンポジウム 空中発射システム概要と飛行解析によるシーケンス検討結果	H25.7
	27th Annual Conference on Small Satellites 「ALSET - Japanese Air Launch System Concept and Test Plan」	H25.8
	第 57 回宇宙科学技術連合講演会 「空中発射打上追跡管制システムの技術検討」	H25.10
	30th International Symposium on Space Technology and Science 「Air Launch System Enabling Technology (ALSET) Program Overview」	H27.7

### L-3-2 目標の達成度

将来の小型衛星市場で需要増大が見込まれる 150kg 以下の衛星打上げ能力を有し、運用コストの低減を図った空中発射システムの構想を策定できた。表 L-3-2-1 に目標の達成状況を示す。



表 L-3-2-1 目標に対する成果・達成度の一覧表

要素技術	目標・指標	成果	達成度
1. 空中発射システム運用構想	<p>空中発射による衛星打ち上げ及び運用の構想検討を行い、技術的成立性があり、将来の打ち上げ事業展開に資する低コストな空中発射システム運用構想を策定する。</p>	<p>打上能力 150kg（高度 500km 極軌道）の空中発射システムとして、輸送機を使用した投下方式、自律飛行、衛星経由の飛行管制方式など、将来の衛星打ち上げ市場参入を目指した、整合性のある空中発射システム運用構想を策定し、開発課題を明らかにすることができた。</p>	達成
2. ロケット搭載/分離技術	<p>空中発射システムに不可欠な、航空機にロケットを搭載する技術、高々度飛行中の航空機からロケットを安全に分離する技術、分離されたロケットの正常な飛行が可能なロケット点火のための姿勢安定に係わる技術を確認する。</p> <p>また、投下技術の実証に必要な投下システムの設計、投下シーケンス及び投下試験計画について安全審査を含む詳細設計審査を終了させる。</p>	<p>将来の民間による商業打ち上げ市場参入を図るために、C-130 輸送機を使用した PDS 方式を選定した。本方式に基づいた、打上能力解析において、150kg 以上の打上能力が達成できることを確認した。</p> <p>また、技術の実証を行う、ダミーロケットを使用した高空落下試験の試験計画を策定した。</p> <p>本項目の検討に当たっては、米国の国際武器取引規則（ITAR：International Traffic in Arms Regulations）に基づき、米国国務省の許可を受け、必要な情報の提供受けるとともに、投下システムの安全審査を受け問題ないことが確認された。</p> <p>本成果により、直ちに実施サイズの投下試験が実施できる状況にある。</p>	達成
3. 運用管制技術	<p>空中発射システムのメリットを最大限に引き出すとともに、将来の打</p>	<p>自律飛行のための GPS/INS 複合航法システムについて、技術課題を抽出し対応策を明ら</p>	達成

	<p>ち上げ事業展開に不可欠な低コスト運用技術として、ロケットの自律飛行技術と商用衛星を利用した飛行管制技術課題を抽出し、対処方法を明らかにする。</p>	<p>かにすることができた。</p> <p>また、ロケットの状態監視及び指令破壊信号の創出を可能とする衛星経由の通信システムとして、インマルサット社が開発中の低軌道周回衛星用の通信端末をロケット用に改修することとして検討を行い、改修に係わる技術課題を抽出し対応策を明らかにすることができた。</p>	
4. 法規制調査	<p>空中発射システムの実現に係わる、現行の国内法規制等の制約を整理する。</p> <p>また、諸外国における民間打ち上げ事業展開に係わる法規制の洗い出しを行う。</p>	<p>空中発射システムの運用を航空法での対応で実施する場合の課題を明らかにすることができた。</p> <p>また、民間打ち上げライセンスに係わる米国の状況等を明らかにすることができた。</p>	達成
5. 小型搭載電子機器技術	<p>ロケット搭載電子機器の小型、軽量、低コストに必要な技術を明らかにする。</p>	<p>アビオニクス的小型軽量化として、搭載電子機器の統廃合、機体ハーネス質量の軽量化のため機器間にシリアル通信の適用、電力制御装置の小型軽量化方策を示した。</p>	達成

## L-4 事業化、波及効果について

### L-4-1 事業化の見通し

本研究開発において、我が国に全く知見のない航空機からのロケット投下技術の研究開発を行い、米国の専門企業を含めた詳細設計審査を受け、問題のないことが確認された。今後、本詳細設計結果に基づき高空投下実証試験を行うことにより、空中発射システムに必要なすべての技術を我が国は取得することになる。これにより、空中発射システムの開発に当たっては、すべて実証された技術でシステム開発を進めることが可能となり、空中発射システムの技術的課題はすべてクリアできる。また本研究開発は、将来の小型衛星打上げサービスの事業化に資する運用性の向上及びコスト低減に向けた方策として、ロケットの自律飛行及び商用衛星を使用した打上げ管制技術の技術課題を抽出し、対応策を示すことができた。

以上の成果により、空中発射による小型衛星打上げサービスに必要な多くの技術の対応策は明らかになっており、空中発射システムの実現への大きな課題としては、システムの実証が残されている。

#### (1)市場競争力

今後の衛星市場として、Nano、Micro、Mini 衛星の需要増及び新規市場の創成が予測されている。空中発射システムについては、米国の Pegasus ロケットが運用を行っているが、運用開始から 20 年以上を経過し、価格競争力が極端に低下している。これに変わる低コスト小型ロケットがないことから、世界の小型衛星は相乗り打ち上げに頼らざるを得ず、商用衛星の打ち上げ手段としては制約が非常に大きい。我が国は、1970 年に文部省宇宙科学研究所（当時）が、国産技術による固体ロケットを使用して衛星（おおすみ）打ち上げに成功して以降、固体ロケットによる数多くの周回衛星、探査機等を打ち上げ、世界的に高い評価を受けている。この技術により低コスト小型打ち上げ機を市場展開することにより、高い競争力を確保できる。

#### (2)事業化のために必要な今後の開発内容

##### ① 投下システムの実証試験

投下システムについては、本研究開発において投下システムの設計、投下シーケンス、ダミーロケットによる実施相当の試験計画を作成し、米国の安全審査及び国内の設計審査を完了している。

本研究開発では投下システムの設計、投下シーケンス策定その他、米国の C-130 を利用した米国のユマ試験場に於ける投下試験計画を策定している。この成果を利用した投下試験の実施により、空中発射システムの核となる投下システムに係わる技術の実証を行う。

## ② 搭載電子機の小型、軽量、低コスト化

本研究開発の成果に基づき、民生部品及び民生技術を中心とした機器の開発及び搭載電子機器システムの開発に速やかに着手できる状況にある。搭載電子機器の小型、軽量、低コスト化は、空中発射のみならず観測ロケット、衛星打上げロケットや無人機等にも利用可能な汎用性の高い技術である。

## ③ 次世代運用技術開発

ロケットの自律飛行、衛星を利用した打上げ運用技術については、本研究開発において技術的課題を抽出し、対応策の目処を得ていることから、速やかに開発へ移行することが可能である。本技術は、上記②と同様に空中発射のみならず観測ロケット、衛星打上げロケットや無人機等にも利用可能な汎用性の高い技術である。

## ④ 空中発射システムの開発

本研究開発及び上記の①、②、③の技術開発を得て、本格的な空中発射システムの開発を行う。必要となる新規の個別技術については、ほぼ終了しており、ここでは、ロケットシステムの開発を行い、空中発射システムの実証試験を行う。

## ⑤ 事業化判断

本研究開発成果を活用した事業化の検討は、上記の①～④の進捗状況及び成果を確認しつつ進める。技術開発に加えて事業化の判断には、小型衛星の需要動向、国内外の航空機メーカーや類似開発及び運用を行う企業との協力関係（技術情報の開示、共同開発、共同事業等）構築が不可欠である。需要等の調査、海外等の協力については本研究開発においても実施しており、今回の調査結果や需要見通し等を踏まえ、事業化の判断を行う必要がある。

### (3) 事業に至る期間

本成果を利用した衛星打上げ事業に当たっては、投下システムの実証実験、コスト低減と運用性向上に係わる搭載電子機器開発、ロケットシステム開発、運用技術の開発及びこれらの成果を踏まえた空中発射システムの試験打上げが必要であり、このために約6年の期間を要する。

### (4) 事業化に係わる問題点

民間宇宙活動に関し、内閣府宇宙開発戦略本部において宇宙活動法の策定が進められているが、平成22年3月に「宇宙活動に関する法制検討WG報告書〈中間とりまとめ〉」が公開されて以降、具体的な進展が認められなかったが、平成27年度に

入り活動法の制定に向けた検討が進められることとなった。宇宙基本法では、民間事業者による宇宙開発利用促進を重要な目的として掲げ、宇宙諸条約上の義務の履行を確実にするために、宇宙活動法を整備することになっている。これまでも民間による宇宙利用は行われているものの、打ち上げ事業に関しては H-IIA ロケットが民間に移管されたものの、打ち上げ行為は JAXA に委託し JAXA の責任において実施することによって、国際法の遵守を図っている。民間宇宙開発利用促進には、早期の宇宙活動法の制定が必要である。

※なお、2015 年になってから、宇宙活動法の検討が進んでおり、ロケットの打上事業者に対する許可の仕組みが検討されているが、空中発射については、宇宙活動法とは別に、航空機の安全確保を行うことが必要と整理されている。(平成 27 年 6 月 宇宙活動法に関する基本的考え方)

#### L-4-2 波及効果

本研究開発は、今後の宇宙活動の機動的かつ、低コストでの推進を目的としたものであり、その技術は宇宙開発に留まらず、超高速飛翔体等への適用が期待できる。これらの技術の利用により、今後の技術開発の期間短縮、コスト低減や運用経費の低コスト化に大きく寄与する。

本研究開発における空中発射システムのロケット搭載/分離技術、運用管制技術、低コスト電子機器技術をベースに空中発射システムの大型化、小型化への展開(図 L-4-2-1)が容易になるとともに、ロケットシステムの小型、高機能、低コスト化及び運用のコスト低減に寄与し、地上発射システム、海上発射システム等の輸送系全体のシステム技術となる。

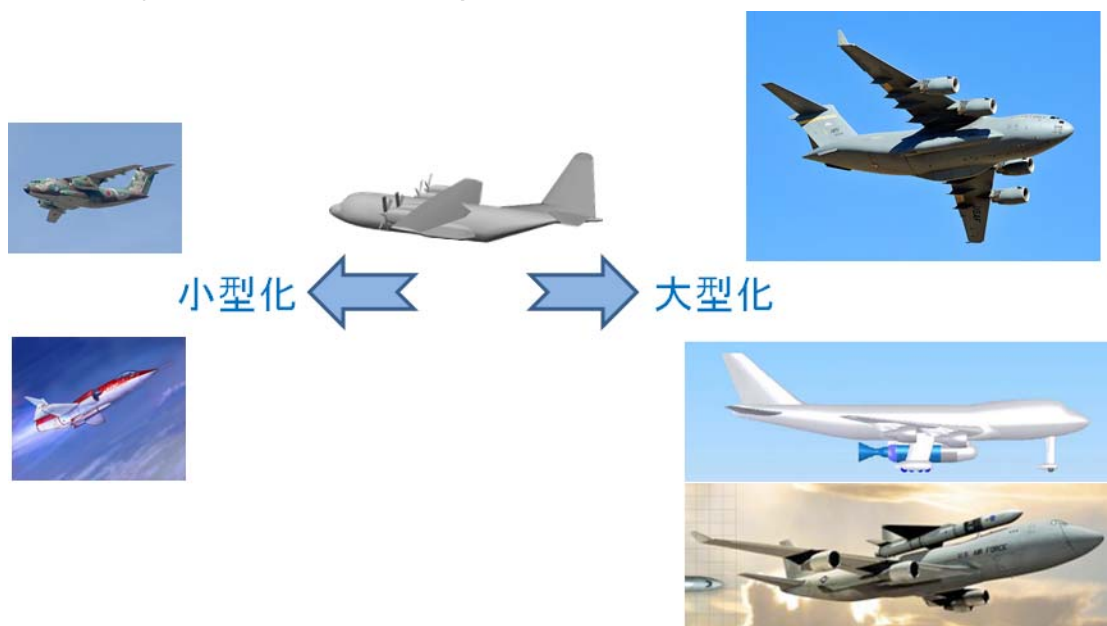


図 L-4-2-1 空中発射システムのラインアップ

(1) ロケット投下/分離技術

本技術は、空中発射システムの中核となる技術であり、今後の輸送機を利用した空中発射システムの基盤技術となる。Type V または Type V より小さなプラットフォームの適用により、さらに小型の空中発射システムへの技術転用が可能となる。

また、本技術を利用したフライバックブースタ(再利用型ロケットの技術)、カプセル回収(無人、有人)、再突入機等の技術開発において有効な手段となる。

例として、NASA のオリオン計画におけるアレスロケット1段目(SRB)の回収のシステムと、有人宇宙船の回収実験を図 L-4-2-2、図 L-4-2-3 に示す。また、再突入機の回収実験を図 L-4-2-4 に示す。

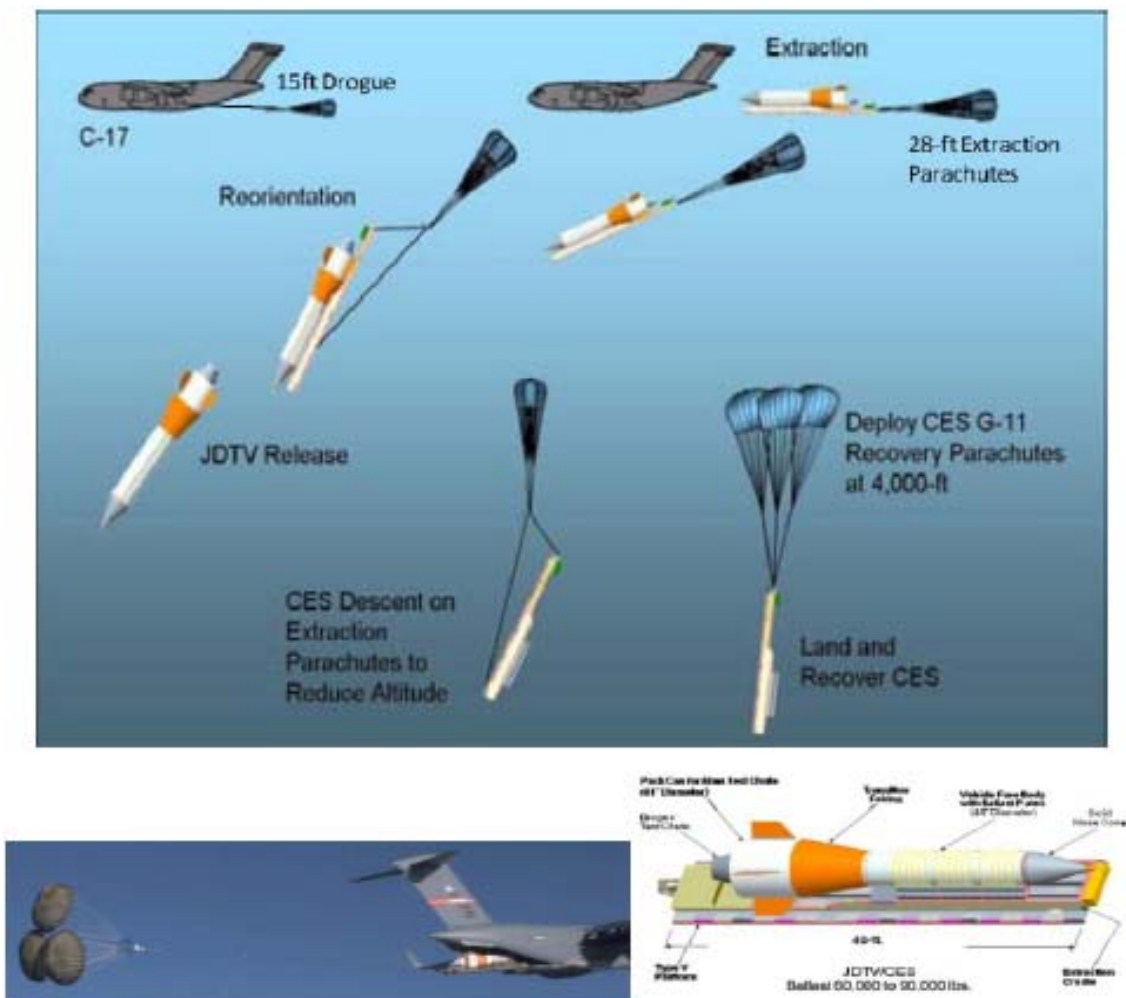


図 L-4-2-2 ARES ロケット 1 段目の回収実験



図 L-4-2-3 ARES 有人カプセルの回収実験



図 L-4-2-4 再突入機の回収実験

## (2) 運用管制技術

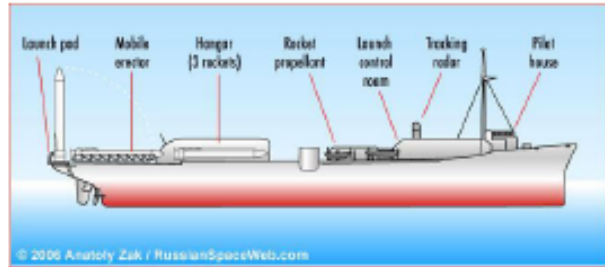
運用管制技術は、これまでの地上局に依存した飛行管制から、飛翔体の自律飛行と商用衛星を利用した管制技術を開発する。この技術は、空中発射システムに限定されることなく、観測ロケット、地上打ち上げロケット及び海上打ち上げロケットにも有効な技術である。(図 L-4-2-5)また、従来の航空機と異なる超音速機の管制や無人機の管制にも利用可能な技術である。(図 L-4-2-6)



S-520



Falcon 9



Sea Launch

図 L-4-2-5 観測及び衛星打上げロケット



グローバルホーク

プレデタ

図 L-4-2-6 無人機



## L-5 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等

### L-5-1 研究開発計画

開発最終年度に、各要素技術の評価を実施する。ロケット搭載/分離は、投下システムの設計、投下シーケンス及び航空機を使用したダミーロケットの高空投下試験計画を策定し、米国企業を含む専門家による審査により研究開発の妥当性を確認する。運用管制技術については、技術課題を抽出し、対応策を解析等により明らかにし国内の専門家による審査を受け対応策の妥当性を確認する。これにより、空中発射システム構想の技術的成立性を確認する。

法規制調査の結果については、我が国の「宇宙活動法」の制定に係わる関係者へ適宜提供する。

表 L-5-1-1 に研究開発計画を示す。

表 L-5-1-1 研究開発計画

実施項目／年度	2 1	2 2	2 3	2 4	2 5	2 6
1. 技術動向等調査						
2. 空中発射システム 運用構想検討						
3. ロケット搭載分離 技術開発						
4. 運用管制技術検討						
5. 法規制等調査						
6. 小型搭載電子機器 の検討						

### L-5-2 研究開発実施者の実施体制・運営

本研究開発は、公募による選定審査手続きを経て、一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構が経済産業省からの委託を受けて実施している。

また、研究開発の実施に当たっては、一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構内に、国内の有識者からなる委員会を設置し、開発計画、解析等の結果について審議し、助言を受けて進めている。

図 L-5-2-1 に研究開発実施体制を示す。

平成 21～平成 24 年度研究開発実施体制

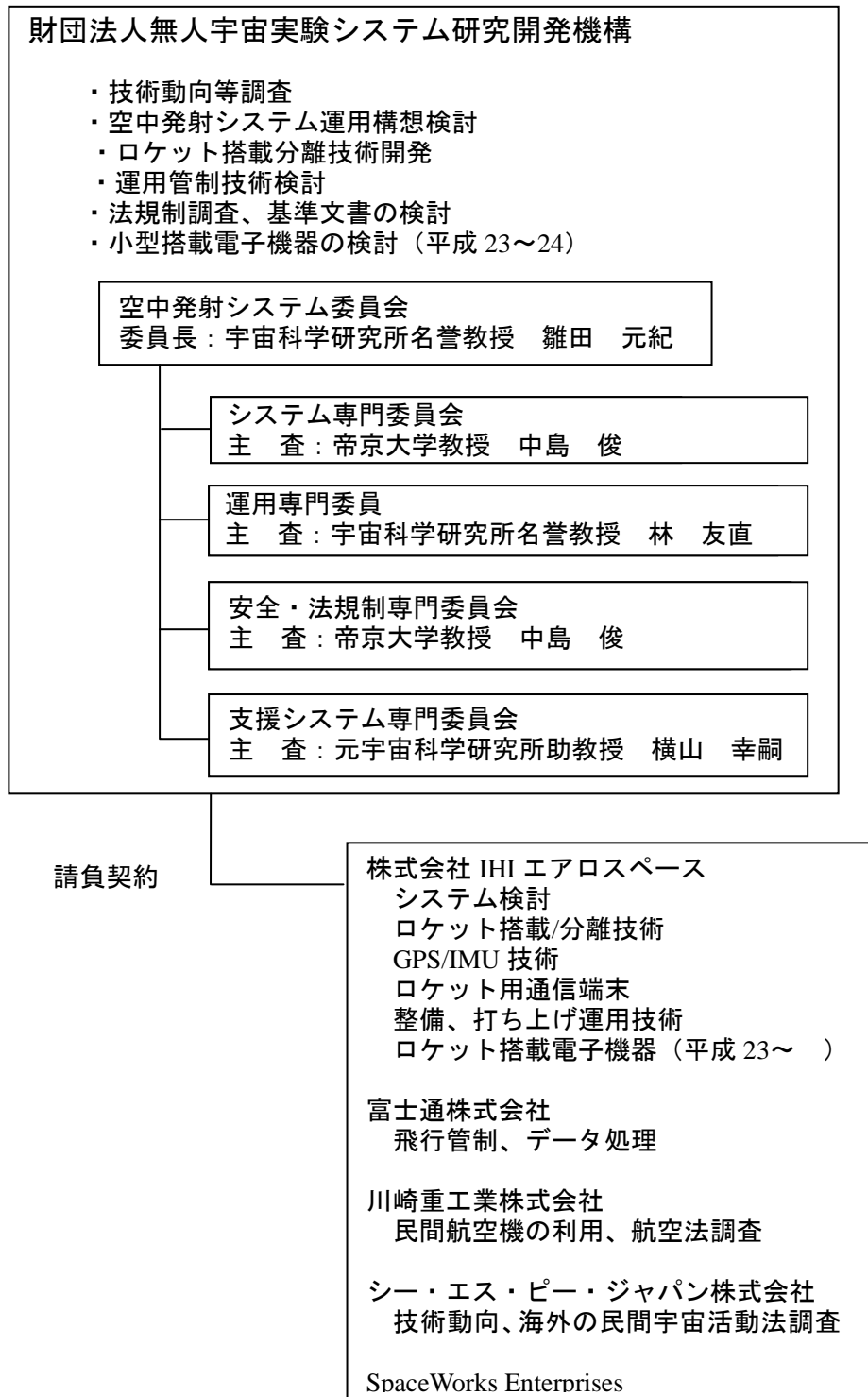


図 L-5-2-1（1/2） 度研究開発実施体制（平成 21～平成 24 年）

平成 25～26 年度研究開発実施体制

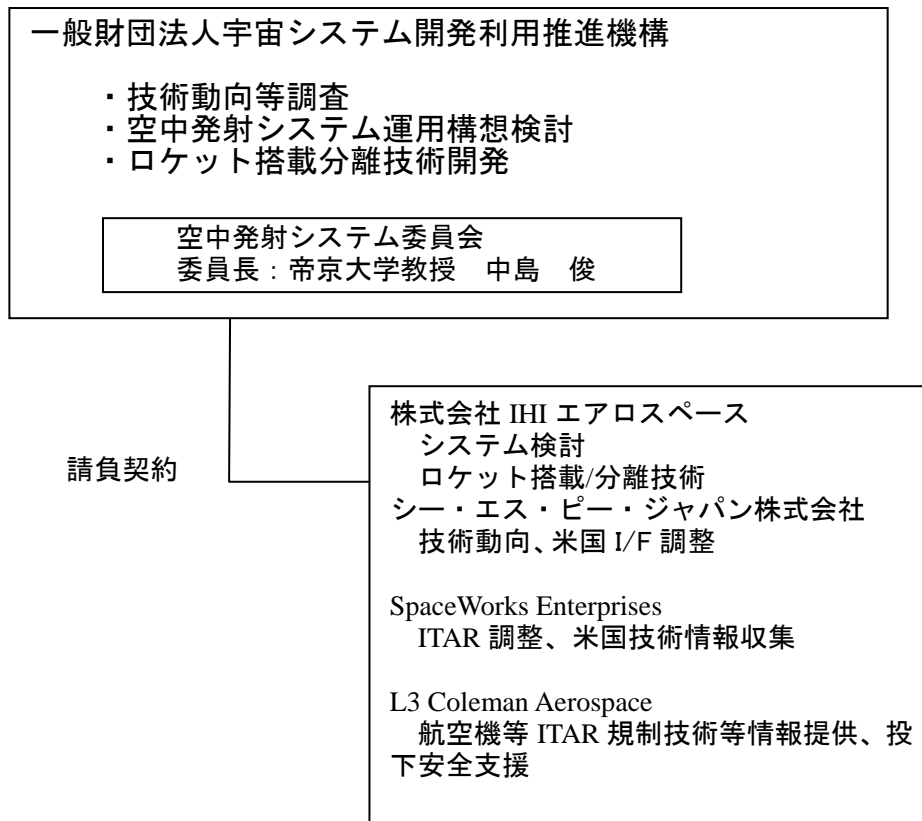


図 L-5-2-1 (2 / 2) 研究開発実施体制 (平成 25～平成 26 年度)

L-5-3 資金配分

平成 21、22 年度の各要素技術への資金配分 (実績) を表 L-5-3-1 に示す。

表 L-5-3-1 資金度配分 (単位：百万円)

年度 平成	21	22	23	24	25	26	合計
1. 技術動向等調査	7	10	9	9	3	4	42
2. 運用構想検討	4	4	22	18	2	1	51
3. ロケット搭載分離技術開発	16	50	62	74	120	195	517
4. 運用管制技術検討	32	69	39	32			172
5. 法規制等調査	8	17	11	10			46
6. 小型搭載電子機器の検討			7	6			13
合計	67	150	150	149	125	200	841

## L-5-4 費用対効果

### (1) ロケット搭載/分離技術

空中発射システムにおける輸送機からのロケット投下は、通常の物量投下の制限（投下高度、重量、容積）を越えたもので、投下システムの設計等に係わる技術情報は一般公開されていない。これらの技術情報を独自に取得するには、膨大な経費と時間を要する。

米国では、空中発射システムに係わる航空機情報は大型ミサイル技術の一つとして国際武器取引規則（ITAR：International Traffic in Arms Regulations）で管理されている。本研究開発では、米国の輸送機を使用することとして米国の専門企業と連携し、米国からの必要な情報の開示について国務省に申請を行い許可された。

これにより、投下システムの設計等に必要な技術要求を入手できたとともに、投下システムの設計、投下シーケンス等について、米国専門企業の安全審査を受けることができ、短期間でかつ、効率的な経費の運用が可能となった。

本技術を利用した本格的な空中発射システムの開発及び事業化に移行する場合の、米国企業との協力関係について事前調整を実施した。

### (2) ロケット打上げ運用技術

ロケットに搭載する自律飛行システム、商用通信衛星との通信端末に係わる技術課題の抽出と解決方法の見通しを得ることができた。通信衛星としてインマルサット衛星が有効であることから、インマルサット社と調整を行った結果、現在インマルサット社が開発を進めている、低高度周回衛星に搭載し静止のインマルサット衛星と通信する端末をベースとして、ロケット用通信端末の検討を行ない、技術課題の抽出とその解決策の見通しを得ることができた。

これにより、衛星経由の打上管制にかかわるロケット搭載通信端末開発に必要な技術情報を短期で経済的に取得することができた。

本技術は将来のロケット打上管制の主流になるものであり、世界に先駆け本格的な研究を行うことができた。ロケット搭載通信端末はインマルサットとの協力により、将来の商品化が可能なものである。

米国でも、2013年にGPS衛星や衛星経由の打上管制が地球局の大幅な削減や省力化に寄与するとして、開発に着手することを発表している。

空中発射は、小型衛星の機動的な低コスト打上システムとして期待されるが、我が国では実績のない打上システムであり、これについて、必要最小限の費用で、打上から運用に関わる各種技術の研究開発を行い、実現までの見通しを明らかにすることができた。

#### L-5-5 変化への対応

空中発射システムの打上能力は、将来の小型衛星市場の状況を見つつ進めることとし、将来需要予測の調査を行った。調査の結果、1999～2013年の500kg以下の衛星打ち上げ実績及びバックログ355機から、150kg以下の衛星が全体の半数以上を占めていることが判明した。150kgクラスの衛星はピギーバック打ち上げの対象ではなく、相乗り衛星にもなりにくい質量でもある。2000年代は、米国ではOperationally Responsive Spaceと銘打って、300kgクラスの衛星の高機能化、低コスト化を進め所要の成果を収め、2010年代に入り更なる小型、高機能衛星の開発に着手し、Planet Labsの5.2kgのDove衛星やSkyBox Imagingの80kgのSkySat衛星が実証されている。Planet Labsは150基の超小型衛星群によるサービス計画を、SkyBox Imagingは24基の超小型衛星群によるサービス事業の計画を発表するなど、超小型衛星群による周回衛星事業が確実に進展しており、これに伴い超小型衛星の打上げ手段の実現が望まれている。

上記動向を踏まえて、本研究開発で実施する空中発射システムの研究開発は、打上能力150kgを目標とした。

また、将来の空中発射システムの大型化及び小型化への発展性も考慮し、空中発射システムの方式として、輸送機を使用した投下方式を選定した。