付属資料 2

第一部会輸送系分科会報告書

昭和55年7月25日

第一部会輸送系分科会においては、昭和５５年６月２７日付け第一部会決定「第一部会における審議の進め方について」に基づき、昭和５６年度の宇宙開発関係経費の見積り方針に反映させるべき事項について審議を行ってきたが、その結果をとりまとめたので報告する。

目　　　次

輸送系共通技術の分野

1. Ｎ－Ⅱロケット ………… 1
2. Ｈ－Ⅰロケット ………… 4
3. Ｍ－３Ｓ改Ⅰロケット ………… 10
4. アポジモータ等 ………… 11
5. 衛星回収技術 ………… 12
6. 大型ロケット ………… 12
7. 研究開発の強化 ………… 13

参　考　資　料

（参考１）　第一部会における審議の進め方について ………… 29
（参考２）　第一部会輸送系分科会構成員 ………… 29

輸送系共通技術の分野

要望された事項	審議経過	審議結果
1. N－Ⅱロケット（科学技術庁） 海洋観測衛星1号（MOS－1）及び放送衛星2号－b（BS－2b）を打ち上げるため、N－Ⅱロケット7号機（二段式）及び8号機の開発に着手したい。	(1) 開発スケジュール N－Ⅱロケットの開発は、第一段の開発期間が最も長く、2段式、3段式のいずれの場合も通常約44ケ月を要するので、昭和59年度冬期及び昭和60年度夏期にそれぞれ打ち上げるN－Ⅱロケット7号機（二段式）及びN－Ⅱロケット8号機については、昭和56年度から開発に着手する必要がある。 (2) 打上げ能力 N－Ⅱロケット（二段式）は、第2段エンジンの再着火によるホーマントランスファー軌道を用いることにより、高度900 km の太陽同期軌道に約800 kg（衛星分離部を含む）のペイロードを打ち上げる能力を有しているため、海洋観測衛星1号（MOS－1）を打ち上げることは可能であると考えられる。 また、N－Ⅱロケットの3号機以降の打上げ能力は、第2段エンジンの燃焼圧向上、衛星分離部の軽量化により、静止軌道に350 kg のペイロードを打ち上げることが可能になると見込まれるため、放送衛星2号－b（BS－2b）を打ち上げることは可能であると考えられる。 (3) 国産化 N－Ⅱロケットについては、今後、極力国産化を進め、打上げ	海洋観測衛星1号（MOS－1）及び放送衛星2号－b（BS－2b）を打ち上げるため、N－Ⅱロケット7号機（二段式）及び8号機の開発に着手することは妥当である。

要望された事項	審議経過	審議結果
	スケジュールの確保、信頼性の向上を図るとともに、将来の我が国宇宙輸送系に対する技術蓄積を図る必要があると考えられる。 このため、昭和５５年度から、第一段タンク、衛星分離部、スピンテーブル等の国産化及び第二段推進系の国内組立てを行うこととされており、４号機以降において、その相当部分が国産化される見込みである。 なお、ＤＩＧＳ（第一段及び第二段制御電子機器を含む）及びフェアリングについては米国の制約があること、第三段固体モータについては開発期間を考慮するとＮ－Ⅱロケット後続号機への需要が少ないこと、インタステージについてはＨ－Ⅰロケットへの汎用性がないこと等の理由により国産化は行われないこととされているが、これらの技術は５００ｋｇ級Ｈ－Ⅰロケットの開発を通じて確立しうるものと考えられるため、この方針は妥当であると考えられる。 （図１：Ｎ－Ⅱロケット国産化計画） (4)　第一段用燃料の調達 Ｎ－Ⅱロケットは、今後ある程度の機数の需要が見込まれ、また、Ｎ－Ⅱロケットの第一段は、５００kg級Ｈ－Ⅰロケットにも採用されることとされているため、第一段用燃料については、今後、長期的に安定供給を図る必要がある。 現在、第一段用燃料としては、米国SHELL OIL 社製のＲＪ－１が用いられているが、米国内の需要の減少に基く生産ライン廃止の動き、米国エネルギー事情の悪化などにより、長期にわたる	

要望された事項	審議経過	審議結果
	ＲＪ－１の安定供給を望むことは困難な状況になりつつあると考えられる。 第一段用燃料を長期にわたり安定的に調達する方法としては、①代替燃料の使用、及び②ＲＪ－１の国産化の２案が考えられる。代替燃料としては、ジェット燃料であるＪＥＴＡ－１を調達可能な範囲で選別したものが考えられており、既に約４００秒の燃焼試験が行われ良好な結果が得られているが、第一段用燃料として使用するには、今後、更に燃焼試験を進め第一段エンジンとの適合性等を確認する必要がある。 ＲＪ－１の国産化については、実験室規模による試験製造が実施されその見通しが得られているが、代替燃料と比較して格段に高価になると見込まれるため、今後、コスト低下等の方策について検討を進める必要がある。 したがって、第一段燃料の調達方式については、今後早急に調査検討を進める必要があると考えられる。 また、ＳＨＥＬＬ　ＯＩＬ　社からのＲＪ－１の購入については、今後２年間は問題がないと見込まれるが、その後、代替燃料又は国産ＲＪ－１が実用に供されるまでの間の燃料を確保するため、恒久対策の必要準備期間（４～５年）分のＲＪ－１を備蓄することは妥当であると考えられる。	

要望された事項	審議経過	審議結果
	(5) ダウンレンジ局 中高度衛星を二段式のN－Ⅱロケットにより打ち上げる場合は、ペイロード重量を大きくするとともに軌道投入精度を向上させるために、第二段を再着火方式とする必要がある。このため、海洋観測衛星（MOS－1）の打上げにおいては、第1回目の第二段燃焼中の飛行安全業務及びテレメトリデータの取得を行うためのカロリン局、及び第2回目の第二段燃焼中のテレメトリデータの取得を行うための南米局が新規に必要となる。これらの局の設計製作、据付けには約2年半を要すると見込まれるので、昭和59年度冬期に同衛星を打ち上げるために、昭和56年度においては、システム設計及び対外折衝を行う必要がある。 （図2：ダウンレンジ局の構想）	
2. H－Ⅰロケット（科学技術庁） (1) 第2段に液体水素及び液体酸素を推進薬とするエンジン、誘導制御システムの高精度化のため慣性誘導装置等を採用した重量約550kgの静止衛星を打ち上げる能力を有するH－Ⅰロケットの開発に着手したい。また、このため昭和60年度を目標にH－Ⅰ第2段試験用ロケットを打ち上げたい。 (2) H－Ⅰロケットを打ち上げるための射点を新たに建設するため、そのシステム設計等に着手	(1) H－Ⅰロケットの開発 H－Ⅰロケットの開発研究は計画どおり順調に進捗し、設計目標性能も得られているので、昭和60年度に第2段試験用ロケットを、昭和62年度に500kg級H－Ⅰロケット（3段式）1号機を打ち上げることを目標に、開発に着手することは可能であると考えられる。 また、500kg級H－Ⅰロケットの着実な開発を行うためには、使用実績のあるN－Ⅱロケットの第一段を利用して、液酸・液水第二段の飛行試験を行うことが適当であること、及び昭和60年代初頭に要望されている各種人工衛星を打ち上げる必要があるこ	(1) 重量約550kgの静止衛星を打ち上げる能力を有するH－Ⅰロケットの開発に着手することは妥当である。 また、昭和60年度を目標に、H－Ⅰ第2段試験用ロケットを打ち上げることは妥当である。 (2) H－Ⅰロケットを打ち上げるための射点を新たに建設するため、そのシステム設計等に着手することは妥当である。

要望された事項	審議経過	審議結果
したい。	とにより、昭和60年度を目標にH－Ⅰ第2段試験用ロケットを打ち上げることは妥当であると考えられる。 （図3：500kg級H－Ⅰロケットの概要 図4：H－Ⅰ第2段試験用ロケット（ETV－Ⅱ）の概要 図5：500kg級H－Ⅰロケットの打上げ能力 図6：H－Ⅰ第2段試験用ロケット及び500kg級H－Ⅰロケットの開発計画） 主要構成要素についての検討結果は次のとおりである。 ① 液酸・液水推進系 燃焼器系については、現在、推力10トン級の再生冷却燃焼器を用いた実験が進められており、既に燃焼特性に関する設計目標値は達成されている。 供給系については、液酸系及び液水系の10トン級ターボポンプの試作試験により、既に設計目標値は達成されている。 タンク系については、原型タンクの試作試験等により、目標仕様を達成しうる見通しが得られている。 東京大学宇宙航空研究所において進められている液酸・液水エンジンシステムの開発研究も順調に進捗しており、既に7トン級燃焼器燃焼実験，7トン級ターボポンプシステム総合試験等がすべて順調に成果を収め、55年度からは、これらを組み合わせた総合試験が行われている。 したがって、昭和56年度から、液酸・液水第二段の開発に着手することは可能であると考えられる。	

要望された事項	審議経果	審議結果
	また、液酸・液水系の開発研究については、宇宙開発事業団が、航空宇宙技術研究所及び東京大学宇宙航空研究所の協力を得て効率良く進めているが、今後とも、より一層の協力の推進を図る必要がある。 （表１：液酸・液水エンジン開発研究状況 表２：液酸・液水タンク開発研究状況） ② 慣性誘導装置 昭和５２年度から慣性センサー、慣性誘導計算機及び両者のインターフェース部の試作試験、並びにＢＢＭによるシステム試験が実施され、目標性能が満足されているため、開発に着手することは可能であると考えられる。 また、昭和６０年度に打上げが予定されているＨ－Ｉ第２段試験用ロケットへの搭載に先立ち、慣性誘導装置の動作確認のため、昭和５８年度にＴＴ－５００改ロケットにより搭載実験を行うこととしているが、これは加速度条件は異なるものの、打上げ環境下における機能の確認が行えるため有意義であると考えられる。 （表３：慣性誘導装置開発研究状況） ③ 第３段固体モータ Ｈ－Ｉロケットを用いて５００kg級の静止衛星を打ち上げるための最適固体モータについては、モータケース、推進薬等の各要素について既に得られている基礎データをもとに、昭和６２年度のＨ－Ｉロケット（３段式）１号機の打上げを目標に開発に着	

要望された事項	審議経過	審議結果
	手することは可能であると考えられる。 なお、開発を進めるに当たっては、宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所及び東京大学宇宙航空研究所の緊密な連携を図り、その効率的かつ着実な推進を図る必要があると考えられる。 (2) H－Ⅰ第2段試験用ロケットを用いた測地衛星1号（GS－1）の打ち上げ 測地衛星は、高度1,500km、傾斜角50°の円軌道に打ち上げる必要があるが、この軌道への打上げ能力は約1,900kgと見込まれており、測地衛星（カプセル等を含め約300kg）を所定の軌道に投入するとともに、第2段性能確認用ペイロードを搭載し、第2段推進系に関する所要のデータを取得することは可能であると考えられる。 (3) 500kg級H－Ⅰロケット用射点 500kg級H－Ⅰロケットが実用化されるとN－Ⅱロケットは500kg級H－Ⅰロケットに統合されるものと考えられるが、過渡期においては両機種の打上げが必要になるものと考えられる。これを満足させるための500kg級H－Ⅰロケットの射点についての考え方としては、 ① N－Ⅱロケット用射点を改修し、同一射点において両機種の打ち上げを行う ② 新たに500kg級H－Ⅰロケット用射点を建設し、両射点を用	

要望された事項	審議経過	審議結果
	いて夫々の機種の打上げを行う、の2つが考えられるが、これらについて比較検討を行った結果は次のとおりである。 ① N－Ⅱロケット用射点を改修する場合は、改修工事の最終段階ではN－Ⅱロケットの打上げが不可能であり、また、500kg級H－ⅠロケットのGTV試験及び第2段試験用ロケットの打上げも考慮すると、N－Ⅱロケットの打上げは最少限1年半は中止されることになり、衛星打ち上げ計画に重大な支障を及ぼす。 500kg級H－Ⅰロケット用射点を新設する場合は、これをN－Ⅱロケット用射点と同時に用いることにより、衛星打上げ要望に弾力的に対応しうるものと考えられる。 ② 500kg級H－Ⅰロケット用射点を新設する場合は、800kg級H－Ⅰロケット用射点への改修が少ない経費で実施しうると考えられるのに対して、N－Ⅱロケット用射点を改修する場合は、当面、射点系整備費が少なくなるが、将来、800kg級H－Ⅰロケットの打上げのために射点の整備を行う際には、ランチデッキの強度不足等により、全面的な射点改修又は新設が必要となる可能性が強いので、長期的に見れば経費に大差はないと考えられる。 ③ N－Ⅱロケット用射点を共用型に改修しても、打上げ機種が変わるたびに切替工事が必要であり、また、共用型への改修作業もN－Ⅰロケット用射点をN－Ⅱロケット用射点に改修した場合と異なり、年間2回のロケット打上げの合間をぬって工事を進める必要があるため、打上げ作業との調整に係わる種々の問題を伴うものと考えられる。	

要望された事項	審議経過	審議結果
	このような観点から、新たに500kg級H－Ｉロケット用射点を建設することが適当であると考える。また、新設に当たっては、既存の施設、設備を可能な限り活用するよう配慮する必要がある。 なお、これら両射点を用いた効率的な衛星打上げに対処するため、開発・打上げ体制を整備する必要があると考えられる。 （図７：５００kg級H－Ｉロケット射点位置図）	

要望された事項	審議経過	審議結果
3. Ｍ－３Ｓ改Ｉ型ロケット　（文部省） 第１０号科学衛星（ＰＬＡＮＥＴ－Ａ）及び第１１号科学衛星（ＡＳＴＲＯ－Ｃ）の打上げ、並びに今後における宇宙科学研究の発展、宇宙開発技術の育成に資するため、Ｍロケットの性能及び信頼性の向上を図り、かつ衛星打上げ能力の増強を目的としてＭロケットの開発を引き続き実施し、Ｍ－３Ｓ型ロケットの第２、３段モータの改良、構造の軽量化等並びに第１段補助ロケットを変更したＭ－３Ｓ改Ｉ型ロケットを開発し、第１０号科学衛星を昭和５９年度に打ち上げることを目標に開発に着手したい。	(1) 必要性 中型科学衛星の打上げ要望に応えるとともに、Ｍロケットの信頼性の向上を図ることを目的として、Ｍ－３Ｓロケットに改良を施し、併せてその打上げ能力を向上させたＭ－３Ｓ改Ｉロケットを開発することは有意義である。 (2) コンフィギュレーション Ｍ－３Ｓ改Ｉロケットを用いた科学衛星の打上げとしては、現在、重量約１２５Ｋｇの第１０号科学衛星（ＰＬＡＮＥＴ－Ａ）を太陽周回軌道に、また、重量約４００Ｋｇの第１１号科学衛星（ＡＳＴＲＯ－Ｃ）を高度５００Ｋｍの略円軌道に夫々投入することが要望されている。 これらの衛星の打上げに対処するためＭ－３Ｓ改Ｉロケットの打上げ能力を低軌道投入能力約６７０Ｋｇとすることは妥当であり、必要に応じてキックモータを付加することにより、これら両衛星を所定の軌道に打ち上げることは可能であると考えられる。 （図８：Ｍ－３Ｓ改Ｉロケットの主要諸元 図９：Ｍ－３Ｓ改Ｉロケットの打上げ能力） また、このような打上げ能力の向上は、第２段、第３段及び補助ブースタの大型化、構造軽量化、比推力向上等により実現しうるものと考えられる。 （図１０：Ｍ－３ＳロケットからＭ－３Ｓ改Ｉロケットへの主な変更点） なお、Ｍ－３Ｓ改Ｉロケットは、推進薬重量の増加に伴い射点系保安距離がＭ－３Ｓロケットに比較して若干増加するが、この面か	Ｍ－３Ｓロケットの第２段、第３段モータを改良するとともに、第１段補助ロケットを変更したＭ－３Ｓ改Ｉロケットの開発に着手することは妥当である。

要望された事項	審議経過	審議結果
	らの制約が打上げに際して大きな支障を及ぼす恐れは少ないものと考えられる。 (3) 開発計画 Ｍ－３Ｓ改Ⅰロケットの開発に際しては、これまでの開発過程を通じて得られた技術的成果を活用して性能の向上を図るとともに、現在の技術水準を踏まえた素材を使用し、かつ余裕のある設計を行うことが可能であると考えられる。 また、第１０号科学衛星はそのミッションを達成するために昭和５９年度冬期に打ち上げる必要があるため、同ロケットの開発は昭和５６年度から着手する必要がある。 （図１１：Ｍ－３Ｓ改Ⅰロケット開発スケジュール）	
4. アポジモータ等　（科学技術庁） ① 実験用静止通信衛星（ＥＣＳ－ｂ）の不具合にかんがみ、アポジモータの自主開発を引き続き進めたい。 ② アポジモータや上段ロケット等の固体ロケットの信頼性の向上を目的として、推進薬に生じる欠陥、損傷の許容判定基準及び検出法の研究を引き続き行いたい。	アポジモータや上段ロケット等の固体ロケットは、高性能、高信頼性のものが要求される。特に、実験用静止通信衛星（ＥＣＳ－ｂ）の不具合原因が、アポジモータの異常燃焼によるものと推定されているので、第四部会報告に示された対策に従い、 ① 信頼性を確認するための試験を充実させるとともに、国産化を極力自主技術により進め、 ② アポジモータに関する非破壊検査方法の改善を図り、 ③ アポジモータの信頼性に関する判定基準を確立することを目的として、従来の研究計画を見直し、引き続き研究開発を進める必要がある。 なお、研究を進めるに当たっては、航空宇宙技術研究所、宇宙開発	高性能、高信頼性のアポジモータを開発するため、その自主開発及び推進薬等に生じる欠陥、損傷の許容判定基準及び検出法の研究を引き続き行うことは妥当である。

要望された事項	審議経過	審議結果
	事業団及び東京大学宇宙航空研究所の緊密な連携を図り、その効率的かつ着実な推進を図る必要があると考えられる。	
5. 衛星回収技術　（科学技術庁） 宇宙空間から衛星等を安全に地上に回収する技術の研究開発に資するため、小型ロケットによる回収用カプセルの打込みを行うことを当面の目標として、回収用誘導制御技術、空力減速技術、熱防禦システム技術等の研究に着手したい。	今後の我が国の宇宙開発において、宇宙の無重力と真空を利用した新材料や新物質の製造、ライフサイエンスの研究等回収を要するミッションの遂行が不可欠になってくるものと考えられるため、これを支える衛星回収技術を確立することは有意義である。また、このような研究成果は、将来、ロケットの回収システムの研究にも役立つものと考えられる。 このため、衛星回収に関する基礎技術を確立することを目的として、小型ロケットを利用した回収用カプセル模型の打込み実験を行い、回収用誘導制御技術、空力減速技術、熱防禦システム技術、耐着水衝撃等の回収用カプセル設計に関する研究に着手することは妥当である。 なお、研究を進めるに当たっては、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団及び東京大学宇宙航空研究所の緊密な連携を図り、その効率的かつ着実な推進を図る必要があると考えられる。	宇宙空間から衛星等を安全に地上に回収する技術の研究開発に資するため、小型ロケットによる回収用カプセルの打込みを行うことを当面の目標として、回収用誘導制御技術、空力減速技術、熱防禦システム技術等の研究に着手することは妥当である。
6. 大型ロケット　（科学技術庁） 昭和60年代後半以降の宇宙開発に必要な輸送系の開発に資するため、800Kg級H－Iロケット及び将来の大型人工衛星の打上げ、有人宇宙船の打上げ、回収、再使用等を可能とする将来ロケットについて、システム全体に関する研究に着手	昭和60年代後半以降の人工衛星打上げ需要に対処できる輸送系についてフィジビリティスタディを行うことは、今後、我が国が広範多様な宇宙開発活動を安定的に遂行しうるような独自の技術力を確立するための方策を検討する上で有効であると考えられる。 800Kg級H－Iロケットの開発計画に反映させるため、このフィジビリティスタディは昭和56年度から着手する必要がある。また、	昭和60年代後半以降の宇宙輸送系の開発方策の検討に資するため、800Kg級H－Iロケットを始めとする将来の大型ロケットについての研究を行うことは妥当である。 （フィジビリティスタディ等）

要望された事項	審議経過	審議結果
したい。	研究に当たっては、H－Iロケットの性能向上策、高性能上段推進系等のH－IIロケットにおいて必要になると考えられる技術の他、H－IIロケット時代にはスペースプラットフォーム、軌道間輸送機、有人宇宙船等が必要になると予想されるので、フィジビリティスタディを支援するためにそれらの開発に不可欠であると考えられるランデブドッキング技術等について研究を行うことは妥当である。 なお、研究を進めるに当たっては、宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所及び東京大学宇宙航空研究所の緊密な連携を図り、その効率的かつ着実な推進を図る必要がある。	
7. 研究開発の強化　（科学技術庁） 実験用静止通信衛星（ECS－b）の不具合にかんがみ、今後の宇宙開発を着実に推進するため、人工衛星等に関する技術開発の長期的見通しのもとに、自主技術開発及び信頼性の確保等についてより積極的に進めていくものとし、宇宙開発事業団のプロジェクト開発体制及び同筑波宇宙センターの研究開発体制を一層強化充実するとともに、重要部品、材料等の国産化の推進、監督、検査、品質管理の強化等を図りたい。 また、国立試験研究機関等と宇宙開発事業団との間の必要な共同研究、人材の交流等を積極的に推進したい。	1. 実験用静止通信衛星（ECS－b）の不具合にかんがみ、今後の宇宙開発を着実に推進するため、人工衛星等に関する技術開発の長期的見通しの下に、自主技術開発及び信頼性の確保等をより積極的に進めていくことは重要であると考えられる。 2. このため、宇宙開発事業団のプロジェクト開発体制の増強を図ること、並びに筑波宇宙センターの研究開発部門の増強及び施設の拡充により研究開発体制の一層の強化を図ることは妥当である。 3. 宇宙用電子部品・機工部品及びアポジモータの研究開発等を進め、重要部品、材料等の国産化の推進、品質管理の強化等を図ることは妥当である。 4. 宇宙開発事業団と国立試験研究機関、大学等との間の必要な共同研究、人材の交流を図ることは、宇宙開発の効率的かつ着実な推進を図るうえで望ましい。	自主技術開発及び信頼性の確保等を積極的に進めるため、宇宙開発事業団のプロジェクト開発体制及び筑波宇宙センターの研究開発体制を一層強化充実し、重要部品、材料等の国産化の推進、品質管理の強化等を図ることは妥当である。 また、宇宙開発事業団と国立試験研究機関、大学等との間の必要な共同研究、人材の交流等を図ることは望ましい。

図１　N－Ⅱロケット国産化計画

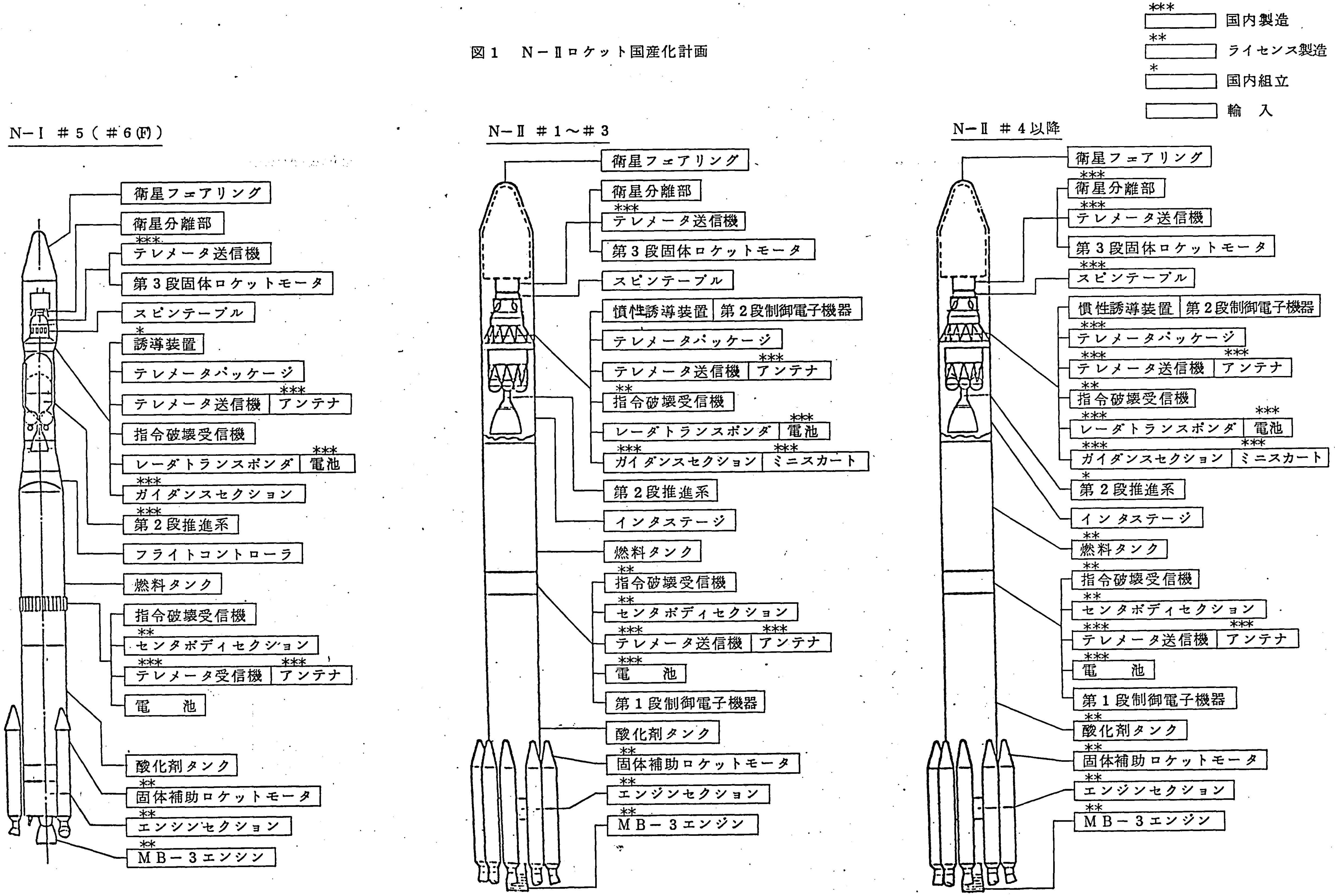


図2　ダウンレンジ局の構想

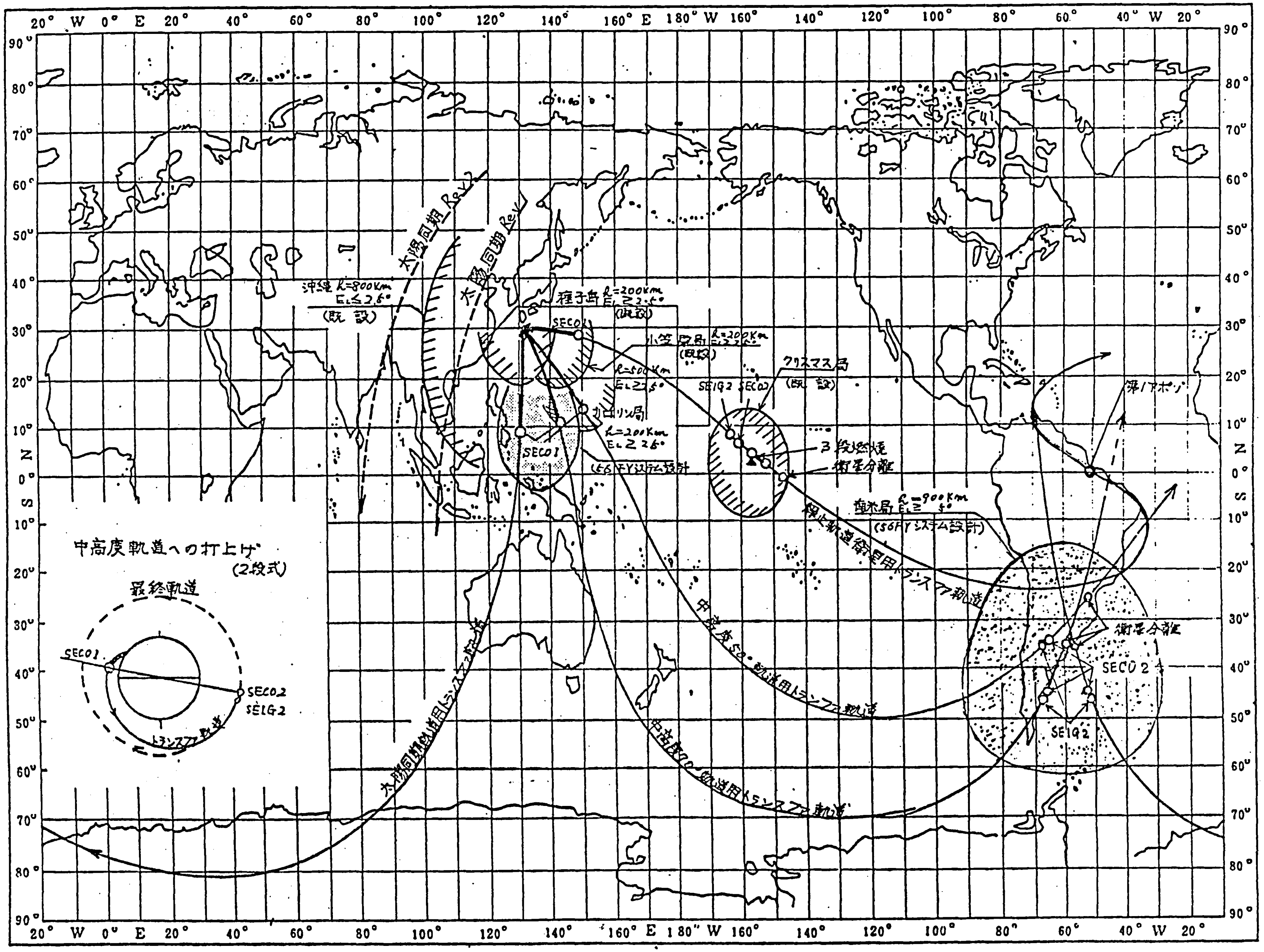
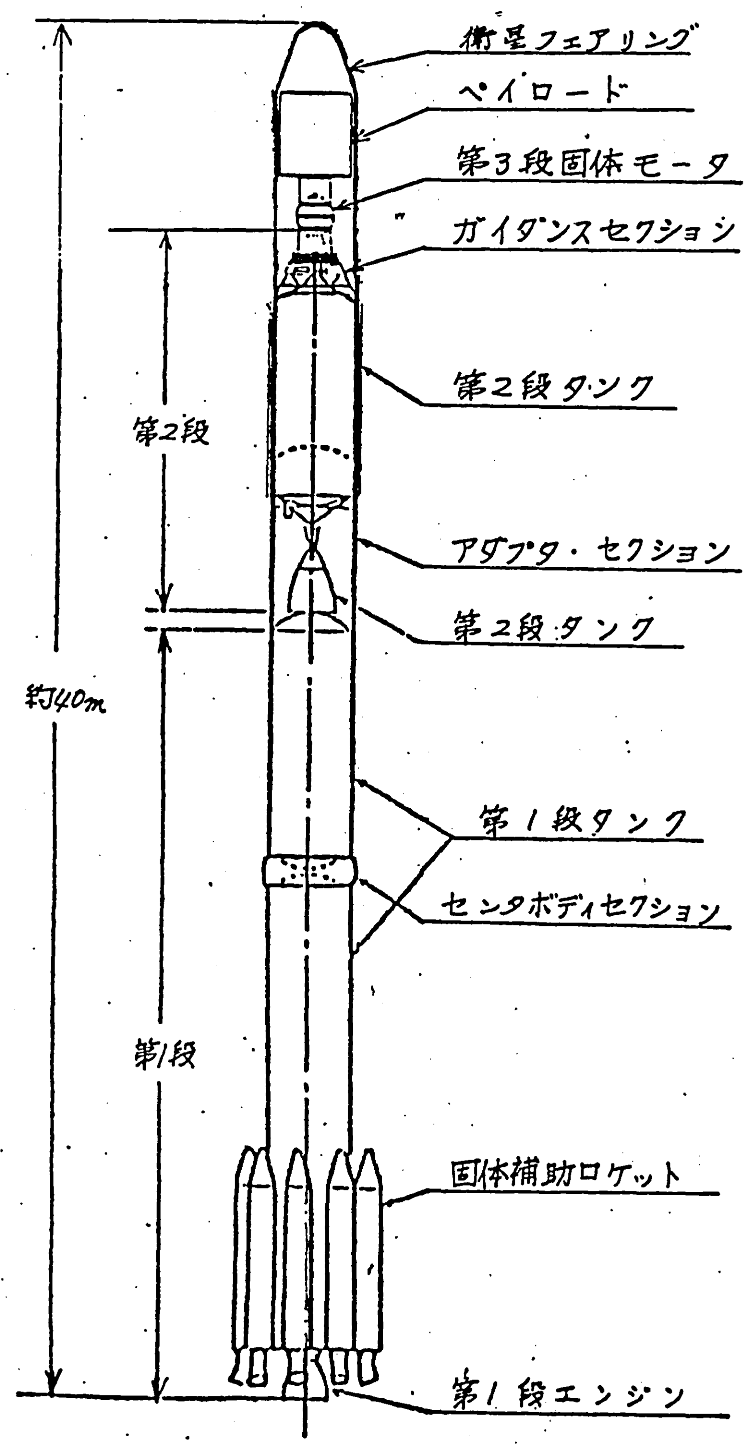


図3　500kg級H−Iロケットの概要

全体形状

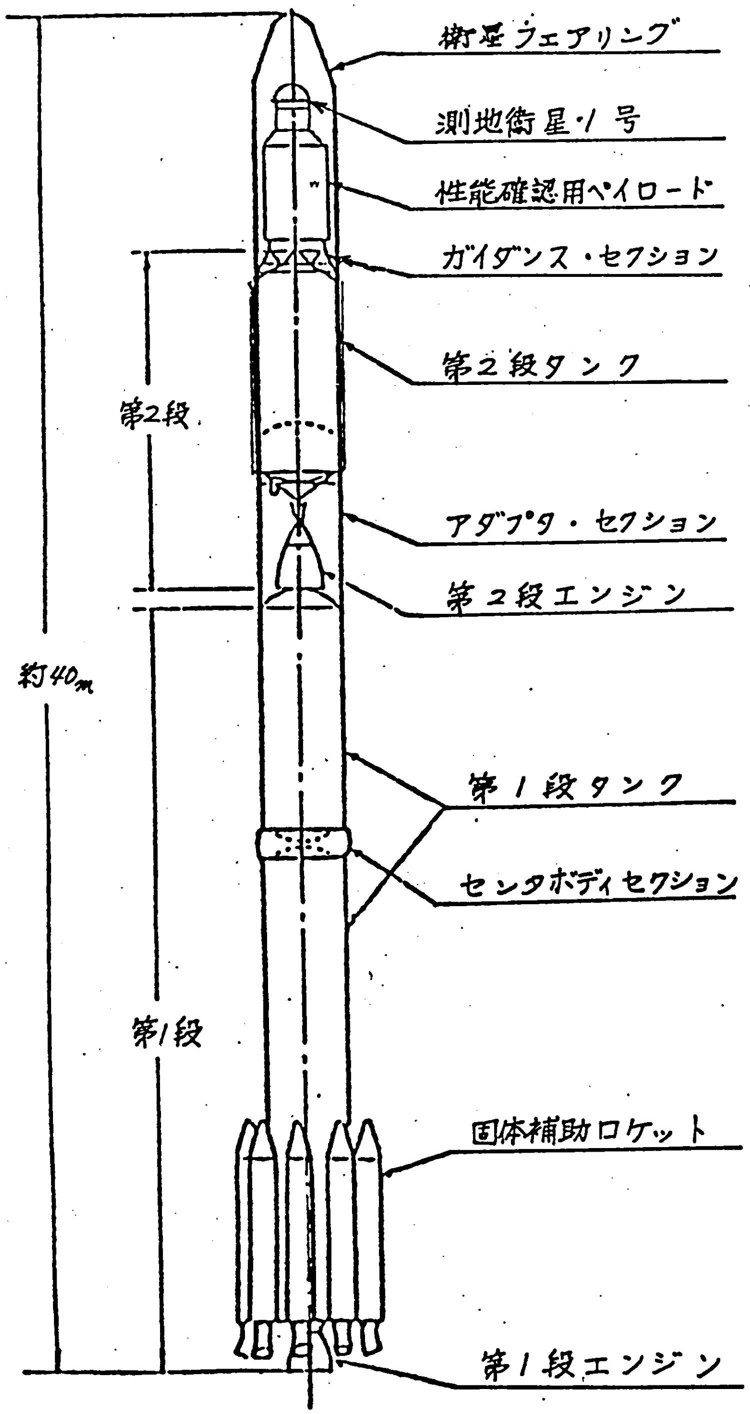


主要諸元

項目		仕様・数値
全般	全長	約 40 m
	直径	約 2.5 mφ
	総重量	約 140 ton
	打上げ能力	静止衛星 約 550 kg（含アポジモータケース）
1段	推進薬	LOX（液体酸素）／RJ−1（ケロシン）
	推進薬重量	81.4 ton
	平均推力	78.0 ton（海面上）
	比推力	249 sec（〃）
	1段重量	86 ton
固体補助ロケット	推進薬	固体 9 本
	推進薬重量	3.75 ton（1本分）×9
	平均推力	23.7 ton（海面上1本分）
	重量	4.47 ton（1本分）×9
2段	推進薬	LOX（液体酸素）／LH2（液体水素）
	推進薬重量	8.45 ton
	平均推力	10.0 ton（真空中）
	比推力	442 sec（〃）
	2段重量	10.1 ton
3段	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット固体
	推進薬重量	1.85 ton
	平均推力	8.0 ton（真空中）
	比推力	288 sec（〃）
	3段重量	2.0 ton（モータのみ）
ペイロード		−
衛星フェアリング直径		2.44 mφ
誘導方式		慣性誘導

図４　Ｈ－Ｉ第２段試験用ロケット（ＥＴＶ－Ⅱ）の概要

全体形状



主要諸元

項目		仕様・数値
全般	全長	約　40 m
	直径	約　2.5 mφ
	総重量	約　140 ton
1段	推進薬	LOX（液体酸素）／RJ－1（ケロシン）
	推進薬重量	81.4 ton
	平均推力	78.0 ton（海面上）
	比推力	249 sec（〃）
	1段重量	86 ton
固体補助ロケット	推進薬	固体　9本
	推進薬重量	3.75 ton（1本分）×9
	平均推力	23.7 ton（海面上1本分）
	重量	4.47 ton（1本分）×9
2段	推進薬	LOX（液体酸素）／LH2（液体水素）
	推進薬重量	8.45 ton
	平均推力	10.0 ton（真空中）
	比推力	442 sec（真空中）
	2段重量	10.1 ton
ペイロード		測地衛星1号（ＧＳ－１） 性能確認用ペイロード
衛星フェアリング直径		2.44 mφ
誘導方式		慣性誘導

図５

５００kg級Ｈ－Ｉロケットの打上げ能力

1, 静止衛星打上げ能力（最適３段固体モータを使用した場合）

○ 静止トランスファ軌道打上げ能力　　約１１２０kg

（軌道傾斜角３０°、衛星分離部重量を含む。）

○ 静止衛星重量　　約　５５０kg

（アポジ・モータケース重量を含む。
アポジ・モータ比推力を２９０Ｓと仮定。）

2. 中高度円軌道への打上げ能力

○ 右図による。

（２段式再着火モードによる打上げ能力を示す。）

注記 (1) 打上げ能力は、昭和５５年７月現在のものであり、今後のロケットの開発の進展、飛行上の制約条件や使用データの見直しにより変更される可能性がある。

(2) 打上げ能力には衛星分離部重量を含む。

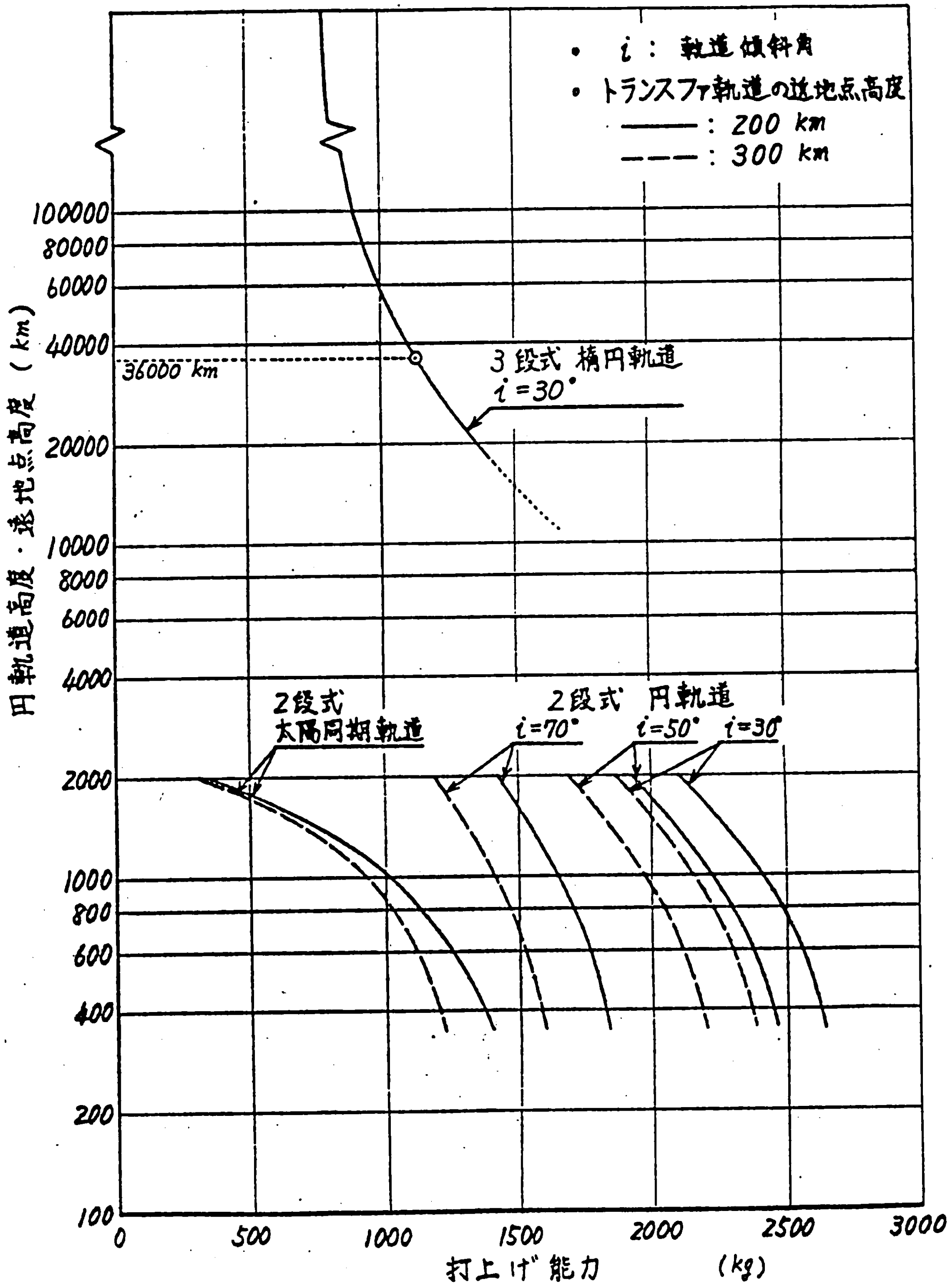
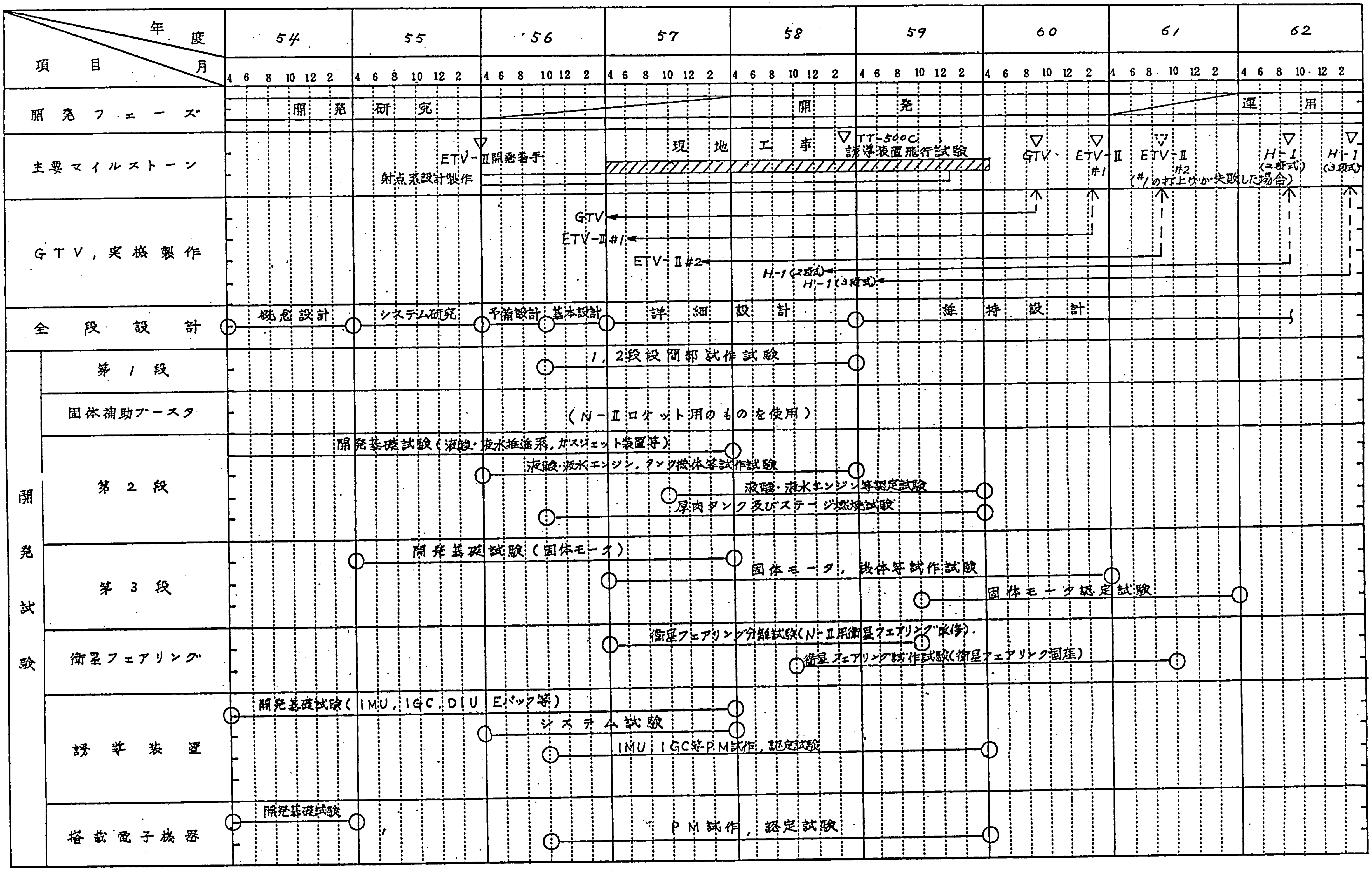
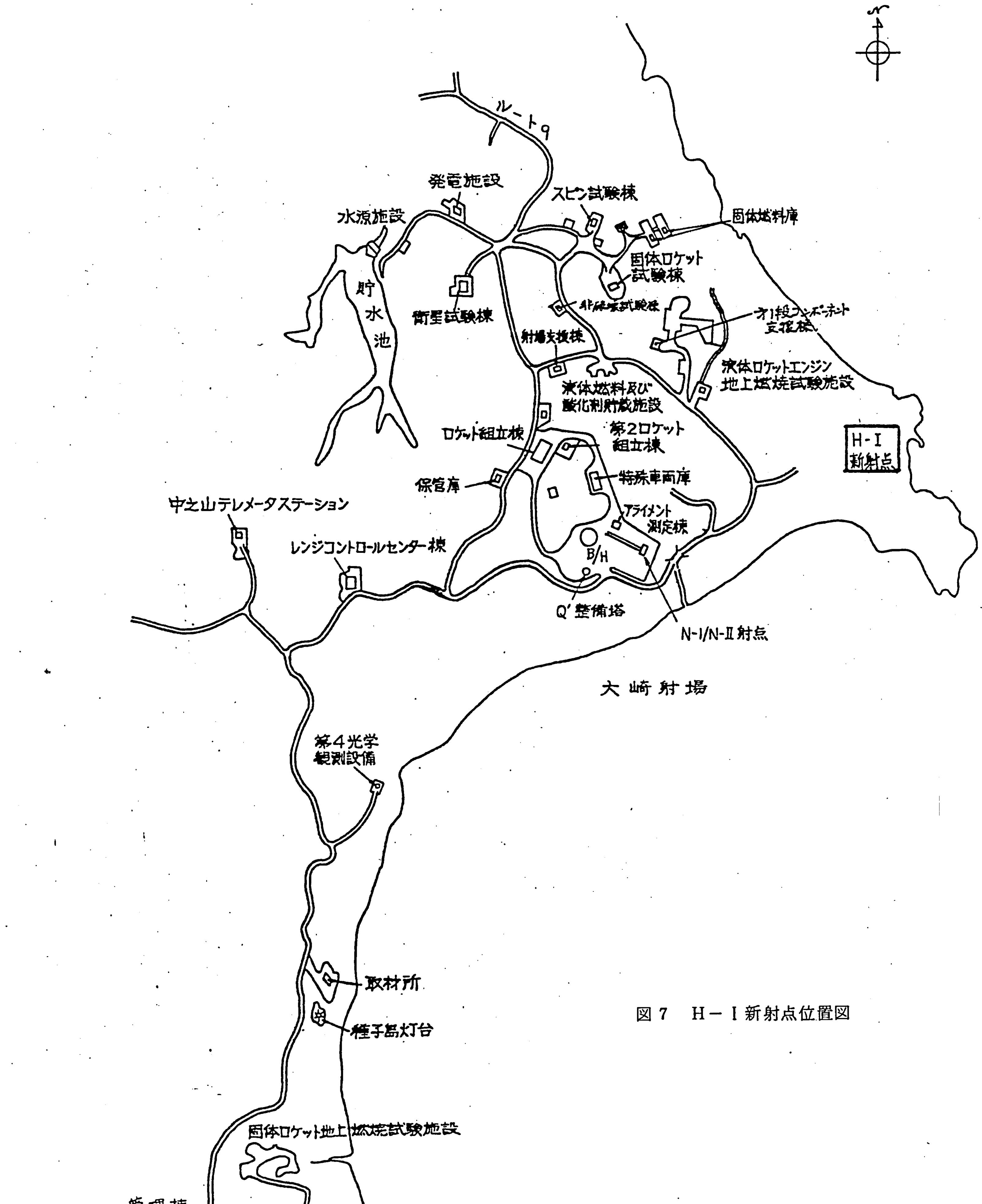


図6　H－I第2段試験用ロケット（ETV－Ⅱ）及び500kg級H－Iロケットの開発計画

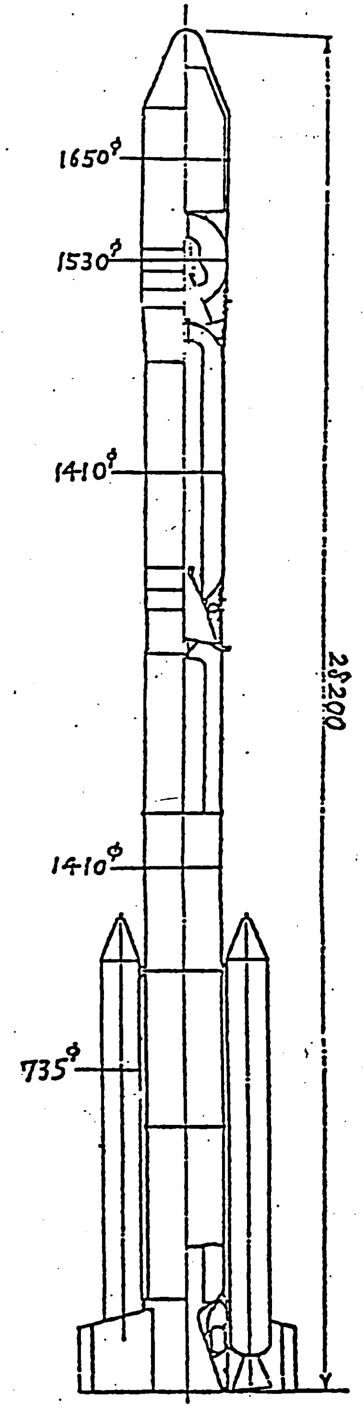




ルート9
発電施設
スピン試験棟
水源施設
固体燃料庫
固体ロケット
試験棟
貯
水
池
衛星試験棟
非破壊試験棟
オ1段コンポーネント
支援棟
射場支援棟
液体ロケットエンジン
地上燃焼試験施設
液体燃料及び
酸化剤貯蔵施設
H-I
新射点
ロケット組立棟
第2ロケット
組立棟
保管庫
特殊車両庫
中之山テレメータステーション
アライメント
測定棟
B/H
レンジコントロールセンター棟
Q'整備塔
N-I/N-II射点
大崎射場
第4光学
観測設備
取材所
種子島灯台
固体ロケット地上燃焼試験施設
管理棟
TT-500
射点
竹崎射場

図7　H－I新射点位置図

図8　M－3S改Iロケットの主要諸元



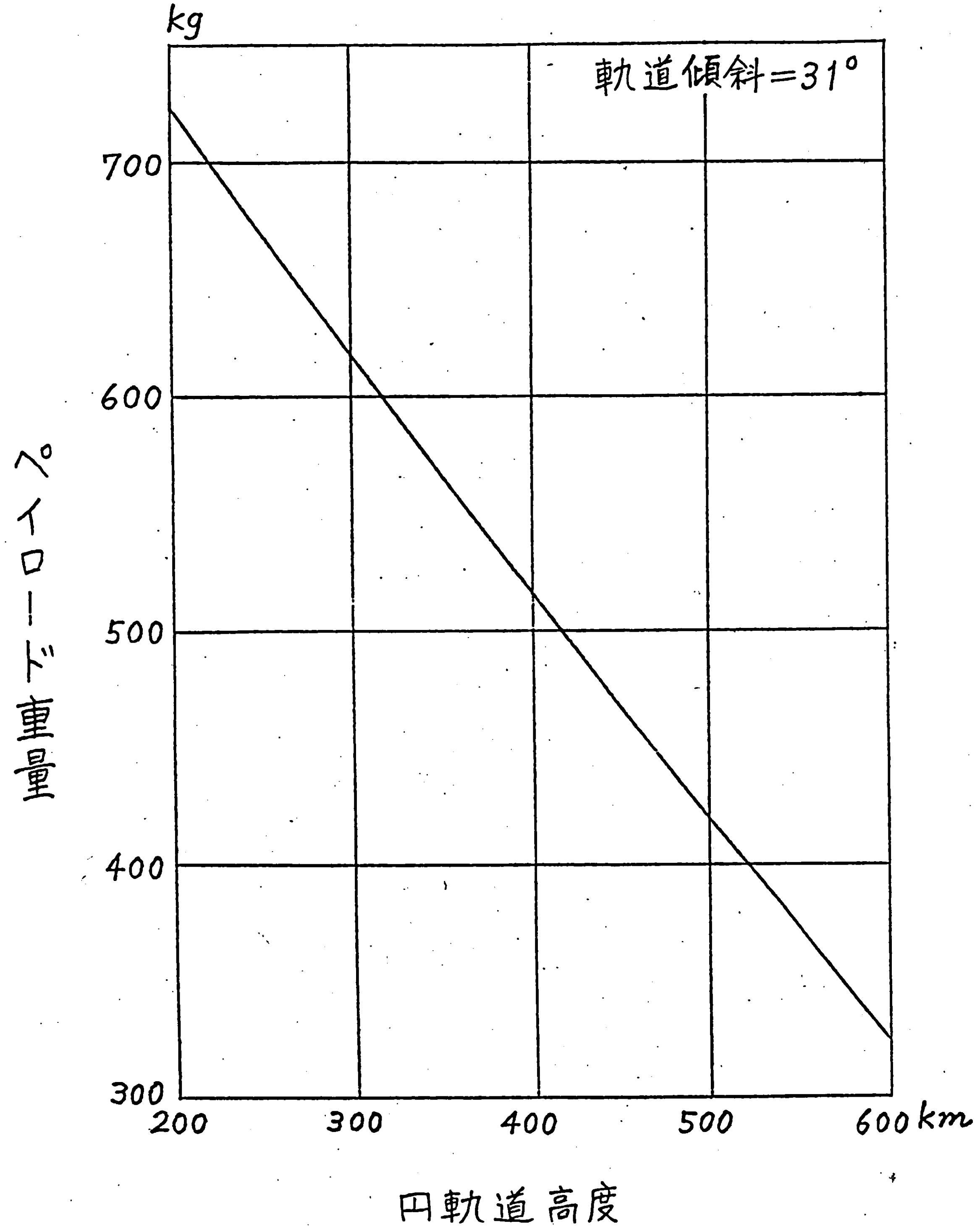
M－3S改　I　の諸元

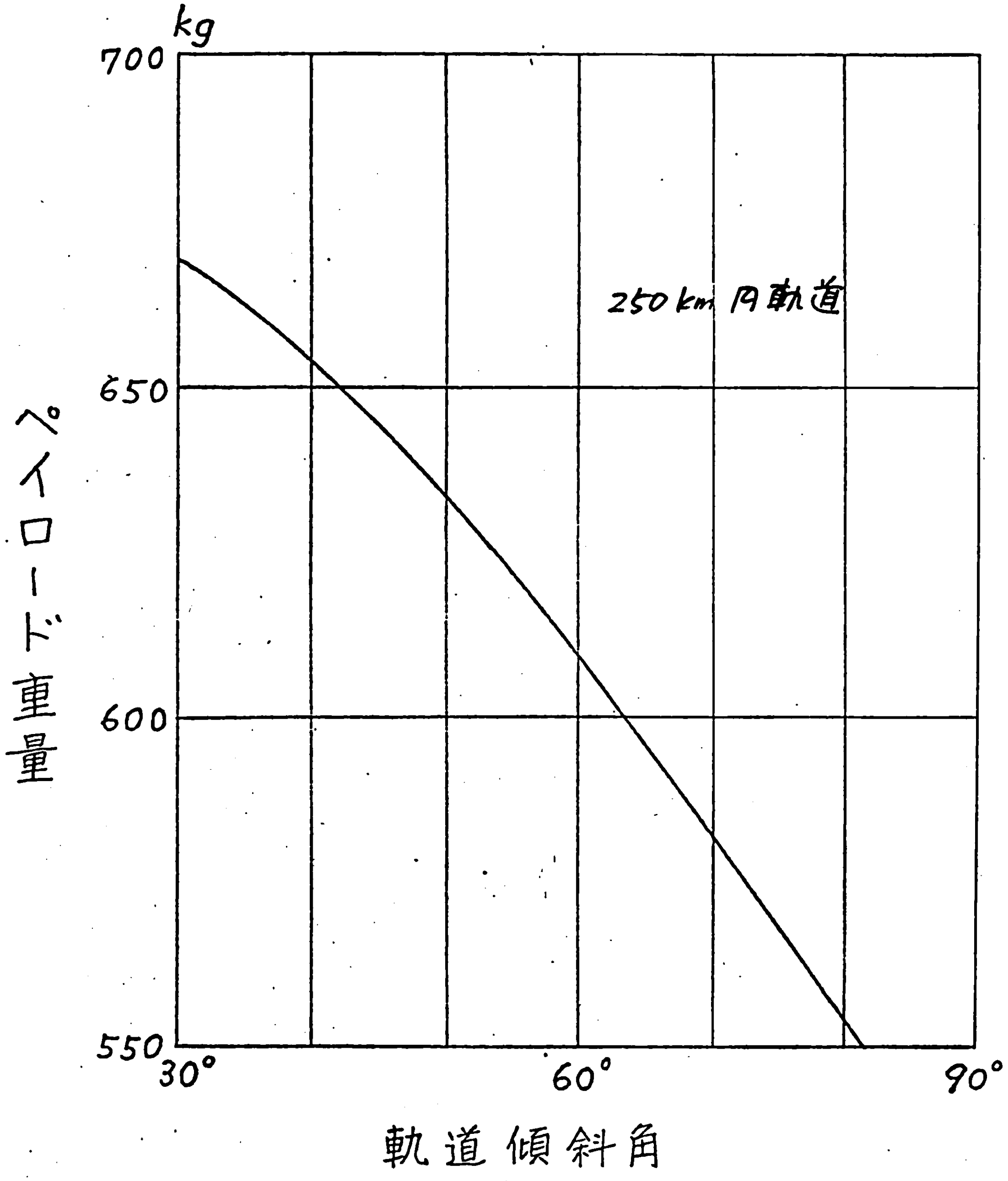
	補助ブースタ	第 1 段	第 2 段	第 3 段
モータ名称	SB－735	M－13	M－23	M－3B
総重量，トン	60.9	50.8	16.3	4.4
ステージ重量，トン	5.0×2	34.6	11.9	3.7
推薬重量，トン	4.0×2	27.1	9.9	3.3
推　進　薬	BP－16•16	BP－16•16	BP－14•18	BP－14•18
有効燃焼時間，秒	31	56	52	82
平均真空推力，トン	34×2	129	53	12

タイムシーケンスと到達高度

秒　時	シ　ーケ　ン　ス	高度 km
×＋0	第1段，補助ブースタ燃焼開始	0
38	補助ブースタ燃焼終了	14.3
50	補助ブースタ分離	23.7
70	第1段燃焼終了	42.3
84	第1段分離	53.9
86	第2段燃焼開始，ノーズフェアリング分離	55.4
152	第2段燃焼終了	127.3
300	第2段分離	246.2
307	第3段燃焼開始	247.9
385	第3段燃焼終了	250.0

図９　Ｍ－３Ｓ改Ｉロケットの打上げ能力





楕円軌道への打上げ能力

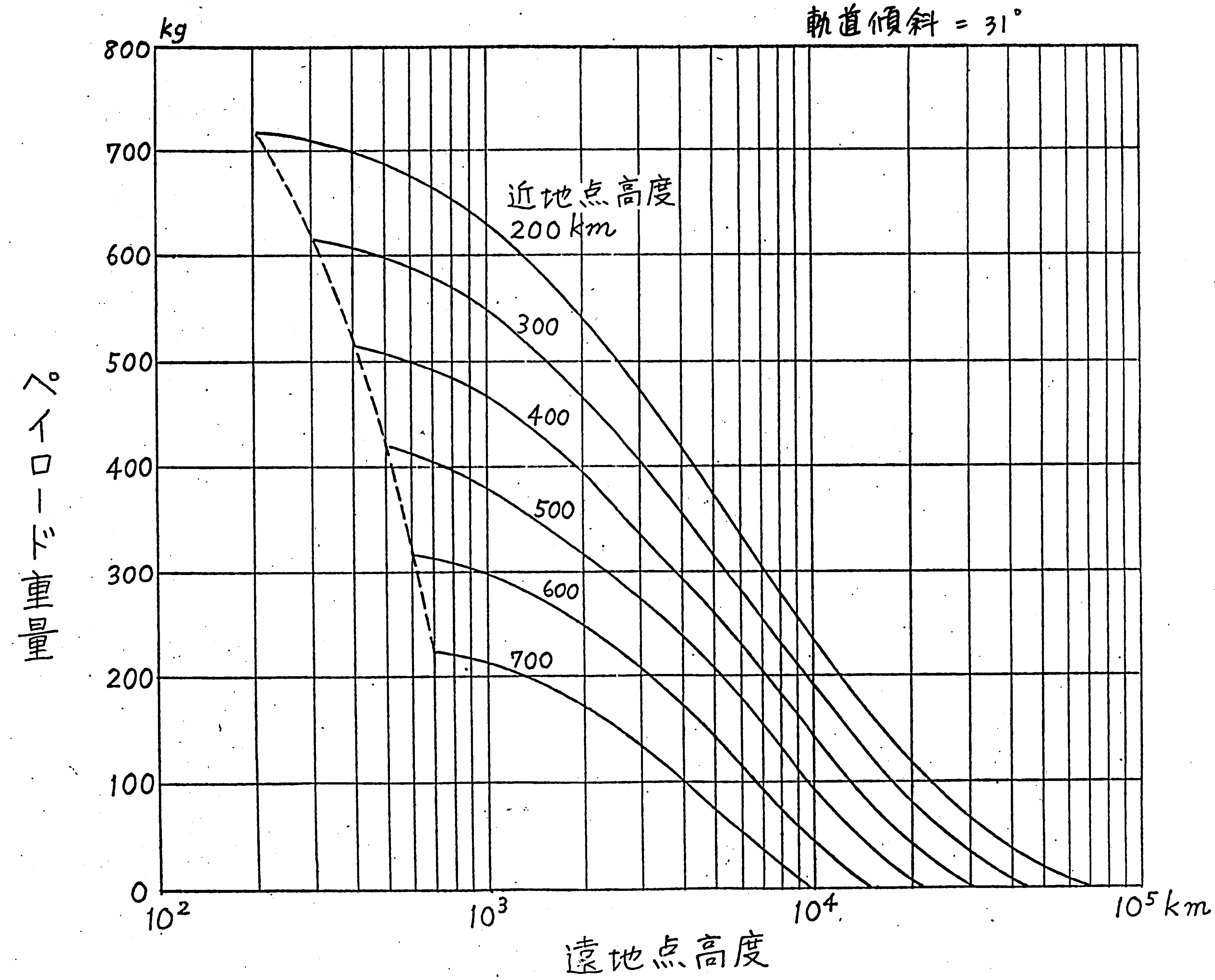


図１０　Ｍ－３ＳロケットからＭ－３Ｓ改Ⅰロケットへの主な変更点

ノーズフェアリング：衛星の大型化に対応させ、1400φ→１６５０φに大型化する。ロック機構を新たに開発し、多点ロック機構とする。第２段モータ燃焼後開頭していたのを、第２段モータ燃焼中に開頭する。

第３段モータ：Ｍ－３Ｓの１１４０φ球型、薬量1.０８tonから、１５３０φ、薬量3.３tonの球型モータを開発する。推進薬の性能向上とノズル膨張化の増大により、真空中の比推力を向上させる。

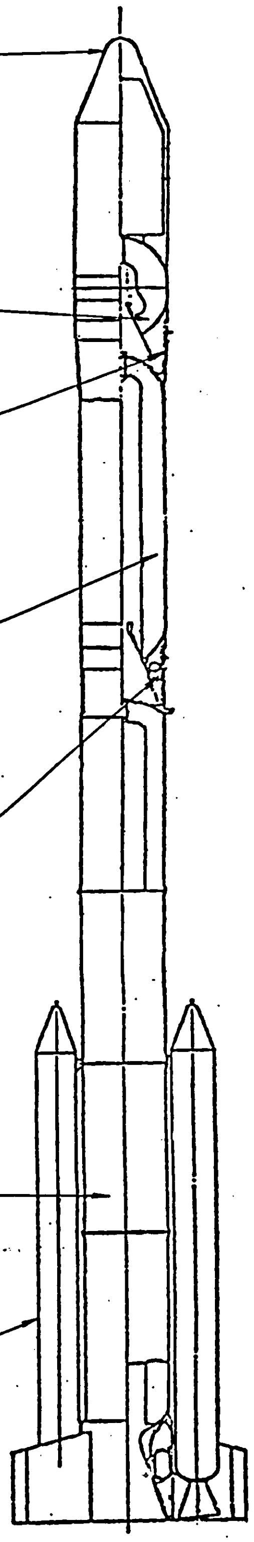
２－３段間接手：１－２段間と同じトラス開傘型。

第２段モータ：Ｍ－３ＳのＭ－２２モータ平行部を１２００mm延長、薬量7.２ tonから9.８５ tonに変更。推進薬の性能を改良することにより、真空中の比推力を向上させる。二次噴射ＴＶＣは従来通り。ロール制御にヒドラジンのサイドジェットを使用し、発射オペレーションの単純化を図る。

１－２段間接手：従来のトラス開傘式を補強すると共に、第２段モータの大膨張ノズルを実現させる構造にする。

第１段モータ：Ｍ－３ＳのＴＶＣ付と基本的には同一である。

補助ブースタ：Ｍ－３Ｓで３１０φモータ８本だったものを７３５φ２本に変更。ポリウレタン系推進薬2.72tonをポリブタジエン系推進薬8.００tonに変更。補助ブースタに可動ノズル等のＴＶＣ装置を装着して制御力の増強を考える。



		Ｍ－３Ｓ	Ｍ－３Ｓ改Ⅰ	備　考
補助ブースタ	重量(ton)	0.５１×８	5.０２×２	
	比推力(S)	２３３	２６６	・薬種変更 ・ノズル開口比増
	構造重量比	0.３３５	0.２０３	・グレイン内孔形状（ワゴンホイール→星型） ・寸法効果
第二段	重量(ton)	9.６２	１1.９０	
	比推力(S)	２７７	２８０	
	構造重量比	0.２５１	0.１７２	・フェアリング開頭時期（第２段燃焼後→第２段燃焼中） ・モータケースＨＴ－200→ＨＴ－210 ・寸法効果
第三段	重量(ton)	1.２４	3.７２	
	比推力(S)	２８４	２９２	・薬種変更　・ノズル開口比増 ・最適ベル型ノズルの採用
	構造重量化	0.１２７	0.１０５	・ケース材料チタン材の強度増 ・最適ベル型ノズルの採用(ノズル軽量化) ・寸法効果

図11 M－3S改Ⅰロケット開発スケジュール

項目 ＼ 年度	56	57	58	備考
SB－735（TVC）	○SB－735－1 大気燃焼試験		○SB－735TVC－1 大気燃焼試験 2or 3分力計測	
M－2.3 （TVC）	○M－23サブスケール 大気燃焼試験	○M－23－1 簡易高空性能試験	○M－23TVC－1 簡易高空性能試験 3分力計測	
M－3B（SPIN）	○M－3Bサブスケール 大気燃焼試験	○M－3B－1 簡易高空性能試験	M－3BSPIN－1○ 簡易高空性能試験 （ノズル切断）	
ノーズフェアリング	○ 実機モデル試作	○ 機能試験		55年度に、多点ロック機構試験を実施
補助ブースタ 1～2段 2～3段 分離機構	○ 実機モデル試作	○ 機能試験		

表1　液酸・液水エンジン開発研究状況

項　　目	設計目標値	達成値	備　　考
1. 10トン燃焼器			
イ 推力	Fv=9,900Kg　FsL=6,800Kg	~7,200Kg(海面上)	1 Fvは、膨張比140真空中換算値、この燃焼器の
ロ 燃焼圧力(噴射器端)	35.8Kg/cm^{2}a	~39 Kg/cm^{2}a	推力にガス発生器の排気ガス推力100Kgを加えて、
ハ 特性排気速度効率	96.9%	94~98 %	推力10,000Kgのエンジンとなる。
ニ 混合比	5.5(エンジン全混合比) 5.9(燃焼室)	4.0~6.8(燃焼室)	今年度の再生冷却燃焼器の総試験回数は、80回、全
			燃焼秒時は1,859秒である。
2. 液水ターボポンプ			
イ 吐出圧力	56Kg/cm^{2}a	~65Kg/cm^{2}a	
ロ 吐出流量	3.5Kg/s	2.1~4.2Kg/s	2,3は熱走試験データである。53年度経験した液
ハ 回転数	50,000rpm	~52,000rpm	水ポンプ単体の振動問題は、駆動装置とのカップリ
			ングを変更して解決した。
3. 液酸ターボポンプ			〔55年度の課題〕
イ 吐出圧力	52.5Kg/cm^{2}a	~65Kg/cm^{2}a	54年度までの開発基礎試験の結果、単体として
ロ 吐出流量	19.1Kg/s	16.3~21.9 Kg/s	は、一応の見通しが得られたので、今後は、エンジ
ハ 回転数	16,500rpm	~18,300rpm	ンの始動特性を含めて、エンジンとしてまとめて行
			くことが、重要な課題である。
			このため、55年11月から単体試験を終了した
4. ガス発生器			再生冷却燃焼器と供給系を用いてエンジンの組合せ
イ 燃焼圧力	26	24~35 Kg/cm^{2}a	予備試験を実施し、続いて56年3月から54、55
ロ 混合比	0.9	0.7~1.0	年度で試作する原型エンジンを用いて原型エンジン
			総合試験を開始する予定である。
5. 軸受 シール			
イ 回転数(LOx)	16,500rpm	16,600rpm	5は軸受、シール単体試験による
ロ 回転数(LH2)	50,000rpm	52,500rpm	

表２　液酸・液水タンク開発研究状況

項目		目標仕様	成果
タンク構造	前方ドーム	Aℓ2219−T6.2 の一体プレス成形後、リブを残してケミカル加工	800mmØ の小型タンク用のドーム加工試験により目標達成の見通しを得た。
	LH_2シリンダ	アイソグリッド構造 （三角形高さ87.5mm）	構造解析及び加工予備試験により、アイソグリッドパターンを見直し軽量化を図った。 （三角形高さ87.5mm）
	共通隔壁	内部を真空引きしたFRPハニカム・サンドイッチ構造 （コア板厚30mm）	平板状供試体、800mmØ の小型共通隔壁による試験と構造解析の結果、ハニカム板厚を見直し軽量化を図った。（コア板厚30mm）
	LOXシリンダ	LH_2 シリンダに同じ	同　左
	後方ドーム	前方ドームに同じ	同　左
断熱構造	前方ドーム断熱構造	多層断熱方式 等価熱伝導率 6×10^{-5}Kcal/mh℃ シールド材25枚、スペーサ25枚	箱型タンク断熱試験の結果、断熱性能の目標を達成し得る見通しを得た。軽量化を図るため構成を見直した。シールド材38枚、スペーサ20枚
	シリンダ部断熱構造	ポリウレタン・フォーム外部固定断熱方式 熱伝導率0.014kcal/mh℃ 重量　2.5kg/m²	翼形タンクの加工及び断熱試験の結果、断熱性能、重量とも目標以上の達成の見通しを得た。　熱伝導率　0.011　kcal/mh℃ 2.0　kg/m²
	共通隔壁断熱構造	内部を真空引きしたハニカムサンドイッチ構造 等価熱伝導率0.014kcal/mh℃ 真空度　10^{-4}Torr	平板状供試体800mmØ の小型共通隔壁による試験の結果、真空度を下げても目標以上の断熱性能を達成し得る見通しを得た。 等価熱伝導率0.033kcal/mh℃ 真空度　10^{-2}Torr
	後方ドーム断熱構造	前方ドーム断熱構造に同じ	同　左

項目		目標成果	成果
タンク加圧系	LH_2タンク定常加圧系	エンジンのクーリング・ジャケット出口で分岐されたGH_2を用いる。 （GH_2 温度120k）	小型タンクシステム試験の結果、加圧システム、バルブ類は良好に作動した。
	LOXタンク定常加圧／極低温ヘリウム系	LH_2タンク内に装着された極低温気蓄器内のGHeをエンジンの熱交換器で加熱して用いる。 容量　81ℓ−210kg/cm²a	同　上
	タンク過渡加圧／ニューマチック・コントロール系	常温気蓄器内のGH_2を用いる。 容量　334ℓ−310kg/cm²a	同　上 必要アレッジ体積LOX−300ℓ、LH_2−500ℓ
予冷系		ダンプクーリング方式	予冷特性試験の結果により、この方式を選定し、流量、予冷時間も設定した。 LH_2　流量−5　ℓ/s、時間−1回目20s、2回目40s LOX　流量−0.9ℓ/s、時間−1回目20s、2回目40s
推進薬量計測方式		静電容量型の連続レベルセンサ及びポイントレベルセンサ	小型タンクシステム試験の結果、液面計測は良好に行えたが、今後0％液位付近の精度向上を図って行く必要がある。
タンク圧力制御系		圧力変換器による圧力信号を誘導計算機により判定し、バルブのON/OFFにより制御する。	信頼性が高く、軽量化も図れるシステムとして選定した。小型タンクシステム試験の結果、演算頻度を40回/sにすれば良好な過度加圧が可能であることが分った。
極低温気蓄器		直径434mmの球形材料はTi−6Aℓ−4V	溶接加工、材料強度試験の結果により目標達成の見通しを得ている。NALとの共同研究のLH_2中での強度試験の結果により材料を選定した。

表 3　慣性誘導装置開発研究状況

慣性誘導計算機

	目標諸元	FY54までの成果及び今後の予定
制御方式	マイクロプログラム方式	同左
数値	2進、負は2の補数	同左
語長（データ）	16ビット	同左
（命令）	16ビット	同左
メモリ容量	16Kワード	同左
クロック	4MHG	同左
命令数	76種	同左
処理速度（加算）	4.5 μs	2.5 μs
（積算）	9.5 μs	7.3 μs
（割算）	11.5 μs	8.8 μs
割込ライン	8ライン	同左
直接アドレス範囲	1KW	同左
DMA* チャネル数	2チャンネル	同左
耐環境性		
温度	0℃～+60℃	PMで確認
振動	別途指定	

*：Direct Memory Access

慣性センサーユニット

	目標諸元	FY54までの成果及び今後の予定
センサー方式	4ジンバルプラットホーム	同左
アライメント方式	ジャイロコンパシング（セルフアライメント）	同左
アライメント精度（ティルト）	1分	1分
（アジマス）	8分	7.2分
入力加速度（機軸）	+15G～−5G	EMで確認
（横軸）	±10G	
入力角度（ジンバル座標）（ロール）	±(0°～180°)	同左
（ピッチ）	±(0°～180°)	同左
（ヨウ）	±(0°～85°)	同左
ジャイロ（ノンGドリフト）	0.01 °/h	0.009 °/h
（G感ドリフト）	0.45 °/h /G	0.45 °/h /G
加速度計（バイアス）	1×10^{-4} G	0.6×10^{-4} G
（スケールファクタ）	0.01%	0.006 %
耐環境性		
温度	0 °C～+60°C	PMで確認
振動	別途指定	

（参考　1）　第一部会における審議の進め方について

昭和５５年６月２７日

宇宙開発委員会第一部会

決　　定

1. 当部会は、関係各機関から宇宙開発委員会に提出された「宇宙開発計画（昭和５４年度決定）」の見直しに関する要望事項について、次のような観点から調査審議を行うこととする。

なお、この調査審議は実験用静止通信衛星（ＥＣＳ－ｂ）の打上げ結果の評価を踏まえて行うこととする。

(1) 要望された事項を特定の時期までに達成することの必要性、緊急性

(2) 要望された事項を特定の時期までに達成することの技術的可能性

(3) 宇宙開発政策大綱に示された諸方針との整合性

(4) 宇宙開発に関連する技術の系統的育成及び国産化

(5) 射場の打上げ能力、必要な地上施設の整備等関連する他のプログラムとの関連

2. このため、衛星系分科会及び輸送系分科会において、それぞれ次の所掌に基づいて、昭和５６年度の宇宙開発関係経費の見積り方針に反映させるべき事項について審議する。

(1) 衛星系分科会

人工衛星、人工衛星サブシステム、人工衛星に関する試験施設、追跡管制等地上施設、ソフトウエア等に関すること。

(2) 輸送系分科会

ロケットなど宇宙輸送系、宇宙輸送系サブシステム、宇宙輸送系に関する試験施設、射場等地上施設、ソフトウエア等に関すること。

（参考　2）　第一部会輸送系分科会構成員

分科会長	河崎俊夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所長
専門委員	秋葉鐐二郎	東京大学宇宙航空研究所教授
	池田研爾	三菱重工業(株)常務取締役
	内田茂男	名古屋大学工学部教授
	大塚貞吉	科学技術庁航空宇宙技術研究所角田支所長
	木村　誠	工業技術院機械技術研究所次長
	砂川　恵	東京大学宇宙航空研究所教授
	竹中幸彦	宇宙開発事業団ロケット設計グループ総括開発部員
	戸田康明	日産自動車(株)顧問
	長洲秀夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ総合研究官
	平田　稔	石川島播磨重工(株)航空宇宙事業本部宇宙開発事業部長
	山口弘一	宇宙開発事業団システム計画部長
	依田連平	科学技術庁金属材料技術研究所クリープ試験部長
	鷲津久一郎	東京大学工学部教授