

特集

宇宙空間利用

ロケットの現状

Current Status of Japan's Launch Vehicle Development and Its Technology

宮 沢 政 文*

Masafumi Miyazawa

1. ロケットとは何か

ロケットは広大な宇宙空間（Outer Space）に人間と物質を送ることのできる唯一の宇宙輸送手段である。宇宙開発および利用は、地球をとりまく宇宙空間に、観測機器、人工衛星、宇宙飛行士などを送り、そこで得た成果を我々が利用することによって、我々の生活をより豊かにすることである。そのため、地球の重力と大気による束縛をふり切って宇宙空間に飛び出す役割を果たすのがロケットである。

最近、世界の多くの国が競って力を注いでいる宇宙の開発および利用は、この宇宙輸送手段、即ちロケットの発達によって可能となった。ロケットはあらゆる宇宙活動の出発点であり、その役割と重要性は将来にわたって変わらない。

一般に「ロケット」というとき、この言葉はロケット・エンジンを作動させることによって得られる反作用力を利用して飛び飛行体をさすが、また、推進機関

としてのロケット・エンジンそのものを意味することもある。化学ロケットと非化学ロケットに大別されるが、ここでは化学ロケットに的を絞って記述する。

図-1に代表的輸送機関の重量（質量）構成を示す。この図から分るように、現用の宇宙ロケットに於て推進薬（燃料と酸化剤）の占める割合は、他の輸送機関に比べて、ずば抜けて高く、約90%に達する。

宇宙ロケットをエネルギー変換の観点から眺めてみよう。まず推進薬の持つ「化学エネルギー」が化学反応（燃焼）の結果「熱エネルギー」となり、これが燃焼ガス（排気ガス）の「運動エネルギー」に変換される。排気ガスの反作用としてロケット機体に加えられる推力により、機体が「運動エネルギー」を得る。最後に、ロケット機体の一部（ペイロード）が「軌道エネルギー」（位置エネルギーと運動エネルギー）を獲得して、所定の軌道を飛行する。ロケットの開発は、従って、この一連のエネルギー変換効率の良いシステムを作り上げることに他ならない。

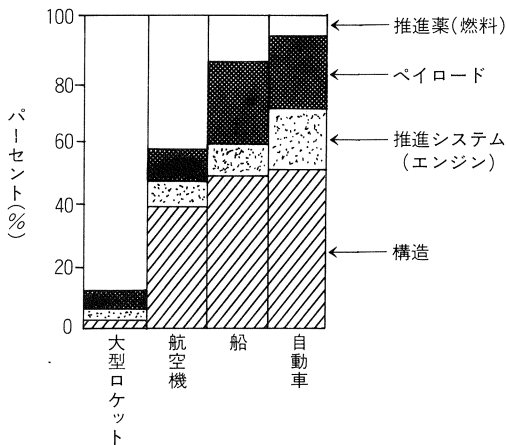
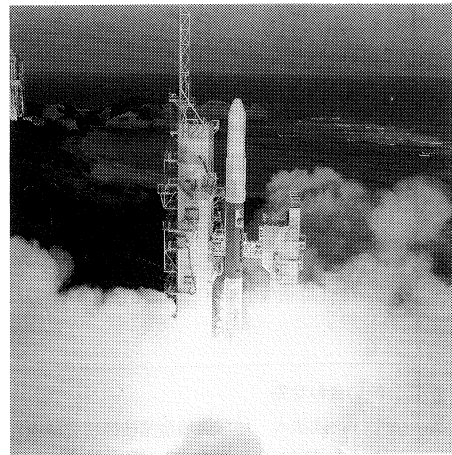


図-1 代表的輸送機関の重量（質量）構成¹⁾



写1 H-Iロケットによる放送衛星「ゆり3号-a」の打上げ
(1990年8月28日、種子島宇宙センター)

* 宇宙開発事業団ロケット開発本部エンジングループ総括開発部員
〒105 東京都港区浜松町2-4-1

2. ロケットの飛行

2.1 推進原理

現在実用に供されている宇宙ロケットは、エネルギー源として化学系推進薬を用いる。即ち、固体または液体の推進薬を燃焼室内で化学反応（燃焼）させ、高温高压のガスを生成する。この燃焼ガス（排気ガス）をノズルを通して高速度で後方に排出し、その反作用として推力を得、この推力がロケット本体を前方に押し進める。このようにロケットの推進原理は、作用・反作用の法則（ニュートンの第3法則）に基づく。

この推進原理はジェット機も同じである。ただし、ロケットは、燃料と酸化剤を自ら携行して燃焼させ、燃焼ガスを作用流体として後方に排出して推力を得るので、周囲の空気存在に関係なく飛行できる。これに対してジェット機は、燃料のみを携行し、吸入した空気中の酸素を用いて燃焼させる。このとき吸入した空気（他の成分）もまた高温高压となって後方に排出され、推力発生に寄与する。ジェットエンジンの作用流体の大部分は空気であり、従って、ジェット機は空気のない宇宙空間を飛行することができない。

化学ロケットは、推進薬の消費が激しく、短時間で燃え尽きるが、この間にロケット自身非常に高速に達するので、この特徴を生かして各種衛星や宇宙探査機の打上げ、あるいは軍事目的などに広く用いられる。

2.2 ロケットの性能

ロケットの性能は、推力の大きさを別にすれば、点火（燃焼開始）から終了までの間に、ロケット自身の得る速度増分で表わすことができる。地球の重力および大気による損失のないときの「理想速度」は、次の式で計算される。

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \log \frac{M_1}{M_2}$$

ここで \log は自然対数、 M_1 はロケット点火前の質量、 M_2 は燃焼終了後の質量、 ΔV はこの間にロケットの獲得する速度、 I_{sp} は「比推力」(秒)、 g_0 は地上における重力加速度を表わす。実際にロケットの獲得する速度 ΔV は、地球の重力と空気抵抗による損失のため、上記の式で計算される「理想速度」より小さくなる。一例として、H-Iロケットで高度200km程度の低高度軌道に衛星を打ち上げるとき、重力と空気のため約20%の速度損失を生じる。

(1) 質量比

M_1/M_2 を質量比と呼び、構造上の性能を表わす。

推進薬の充填率が高いほど大きな値となり、性能が上がる。現用の宇宙ロケットでは推進薬の充填率が90%前後であり、このとき質量比はほぼ10となる。第二次世界対戦中にドイツ軍が兵器として用いたV-2号ロケットの質量比は3.2であった。

(2) 比推力

推進システムの性能を表わすもので、「単位時間当たり単位重量（地上に於る値）の推進薬を消費することによって得られる推力」と定義され、単位は“秒”である。即ち、 F を推力 (kgf)、 \dot{w} を推進薬の重量流率 (kgf/sec) とするとき、比推力 I_{sp} は次式で表わされる。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{w}} \quad [\text{sec}]$$

比推力は推進薬の組合せ、混合比（酸化剤質量と燃料質量の比）、燃焼圧力、外気の条件、ノズル膨張比（ノズル出口面積とスロート部面積の比）などによって決まるもので、この値が大きいほど、エンジン性能がよいことを示す。現用の固体ロケットで250~290秒、液体ロケットで270秒以上、ことに液体酸素と液体水素を推進薬とするロケット・エンジンでは430~450秒程度の高比推力が得られる。比推力はまた、「1 kgf の推進薬を燃やして地上で1 kgf の重さの物体を支えることのできる持続時間」と言い換えることができる。

燃焼室で生成された高温高压の燃焼ガスは、末広がりのノズルを通ることによって超音速噴流となり、熱エネルギーが運動エネルギーに変換される。ノズル膨張比が大きい程この効率が上がり、比推力が高くなる。しかし、周囲に大気があるとき、正常に作動するノズル膨張比の値に限度があり、従って、他の条件が同じであるとき、真空中で作動する上段ロケットに比べて、大気中で作動する第1段ロケット・エンジンの性能（比推力）は低くなる。

2.3 多段構成

現在の技術で得られる質量比と比推力には限度があり、単段ロケットで人工衛星を打ち上げることはできない。そこで、ロケットを多段構成にして、燃え尽きて不要になった下の段を次々に切り離して投棄することにより、ロケット全体としての質量比を上げる手法をとる。人工衛星速度（低軌道で7.8km/sec）や地球重力圏脱出速度（11.2km/sec）のような高速度は、こうして得られる。

一方、段数を増やすとロケット全体のシステムが複雑になり、重量の増加と信頼性の低下を招くので、段

数にも限度があり、普通、2段式ないし3段式が多く用いられる。現用のH-Iロケットは3段式、開発中のH-IIロケットは2段式構成である。なお、ある軌道に投入された衛星が、(衛星に組み込まれた)小型ロケットに点火して、別の軌道に移行する場合がある。このときは、ロケットの段数が増えたと思えることができる。

3. ロケットの仕組み

3.1 構造

ロケットの構造は、地上での運搬・整備作業中および飛行中の荷重に十分耐える強度と剛性を持つとともに、可能な限り軽量であることが要求される。通常、ロケットの目的・用途に応じて、性能、開発・製造コスト、信頼性などを十分考慮して構造設計が行われる。構造重量の軽減によって得られるロケット性能の向上は、上段ロケット程顕著になる。従って、1段より2段、3段の重量軽減に努めるのが普通である。

宇宙ロケットの主構造体はほとんどアルミニウム合金でできているが、これは、アルミニウム合金が軽量で強度・剛性特性に優れ、比較的安価で入手できるうえ、加工性がよいためである。エンジンや高圧気蓄器など、主構造体でないコンポーネントには、それぞれの用途に応じてニッケル合金、チタン合金などの特殊な材料が用いられるが、量としてはわずかである。また最近、一部の構造体に複合材料が次第に使われるようになってきた。

3.2 推進システム

(1) 固体ロケット

固体推進薬を使用するロケットで、古い歴史を有する。推進薬として、現在はポリブタジエン系コンポジットが多く用いられる。構造が簡単で部品点数が少なく、取扱いが容易なこと、推進薬を充填したままで長期保存ができ、しかも必要の際には即時に発射できること、さらに初速度が大きいなどの長所がある。これらの長所を生かして軍用に使われることが多く、宇宙用としても直径数メートルの大型ブースタから比較的小型の上段ロケット、あるいは衛星の姿勢安定のための超小型スピン・ロケットに至るまで幅広い用途がある。一方、液体ロケットに比べて一般に比推力が低く、また燃焼中断や推力方向制御がむずかしいなどの短所がある。しかし最近、アメリカのスペースシャトルの固体ロケット・ブースタのようにノズル部を可動型にした推力方向制御方式が実用化されるようになり、日本

のH-IIロケットの固体ロケット・ブースタも同様のシステムを採用し、開発を進めている。

(2) 液体ロケット

液体推進薬を使用するロケット。長所は、非常に大きな比推力が出せるので高性能を得やすいこと、また燃焼中断、再着火および推力方向制御が容易で、高精度の誘導制御に適することである。さらに液体ロケットは、大型になればなるほど優れた質量比が得られるほか、フライト用エンジンの性能を地上燃焼試験によって確認できる。液体ロケットの推力方向の制御は、通常、エンジン燃焼室自体を機体につり下げて首ふり運動をさせることによって行う。これをジンバル方式とよぶ。

液体ロケットは、これらの長所を生かして、人工衛星打上げ用の大型エンジンや、衛星の軌道修正および姿勢制御用の超小型ロケットなどに用いられ、宇宙活動には欠くことのできない存在となっている。しかし、固体ロケットに比べると、構造が複雑で、部品点数が多く、即時発射性に欠けるなどの短所がある。

3.3 誘導・制御

ロケットの誘導方式は電波誘導と慣性誘導に大別される。電波誘導は、飛行中のロケットの位置と速度を地上のレーダと計算機で追尾・計測・計算し、必要な指令(機体姿勢の修正または推力中断)を地上から電波で送って、ロケットを目標まで最適のコースを飛行するよう誘導する。これに対して慣性誘導は、外からの助けを一切借りずに、ロケットに搭載した誘導装置(誘導計算機および慣性センサ等)によって誘導するシステムであり、現用の大型宇宙ロケットでは、精度と融通性の面で優れている慣性誘導方式が用いられる。

ロケットの制御系は、誘導指令に従って機体姿勢の修正を行う。最近の大型ロケットの推力方向制御に、液体ロケットのエンジン・ジンバル、固体ロケットの可動ノズルがある。機体軸まわりのロール制御には、ON/OFF方式のガスジェットや小型補助エンジンが併用される。ロケットは、この「誘導→制御」の過程を繰り返し行って、衛星を所定の軌道に正確に投入する。

なお、慣性誘導システムには、慣性センサ(ジャイロスコープおよび加速度計)の搭載方法の相違によって「プラットフォーム」と「ストラップダウン」の二つの姿勢基準方式がある。

4. 日本のロケット

現在わが国においては、宇宙開発委員会の定めた基本方針に基づき、文部省宇宙科学研究所が中心となって宇宙科学分野の活動を、宇宙開発事業団が中心となって実用分野の宇宙開発をそれぞれ推進している。

余談になるが、このように、日本の宇宙開発がふたつの独立した組織によって、しかもスムーズに進められていることは他に例がなく、外国の関係者にとって驚きであるらしい。この二元体制については、以前から、国内において激しい批判があった。しかし、これはわが国の宇宙開発が東京大学生産技術研究所の科学研究からスタートしたという歴史的背景によるものであり、折あらば一元化しようという意向は、その後も関係者の間に底流としては残っていたようである。最近、先進諸国、とくにアメリカでは、スペースシャトルの開発・運用コスト増大のため、宇宙科学予算が著しく圧迫される事態を招き、ために「日本の宇宙科学研究が優れた業績をあげているのは、二元体制のためである」と評価されるに至った。今や、アメリカのジェット推進研究所（JPL）をはじめ世界各国の宇宙科学研究者にとって宇宙科学研究所は羨望的である。

4.1 宇宙科学用ロケットの開発

1955年4月、東京大学生産技術研究所は全長23cmのペンシル・ロケットの水平発射実験に成功し、これが日本の宇宙開発の出発点になった。ダブルベース固体推進薬を用いた小さなロケットであるが、このとき

- ①第1段主エンジンと固体補助ロケット6本に点火して発射する。
- ②6本の固体補助ロケットが燃え尽きた後、残りの固体補助ロケット3本に点火する。これが燃え尽きた後、9本の燃え殻を同時にロケット本体から切り離す。
- ③第1段主エンジン燃焼終了後、第1段機体を分離した後、第2段エンジンに点火する。高度約120km、大気層をほぼ突き抜けたところで衛星フェアリングを分離する。
- ④パーキング軌道高度に達したところで第2段エンジンの燃焼を停止する。慣行飛行の後、ロケットが赤道上空に近づいたとき、小型のスピンのロケットで衛星を搭載した第3段に回転を与え、その後第2段を分離する。
- ⑤赤道上空で第3段固体ロケットに点火し、これが燃え尽きると衛星を分離する。衛星は長楕円の静止トランスファー軌道に投入され、ロケットの役目は終了する。
- ⑥以後、衛星に搭載された小型のアポジ・エンジンに（遠地点で）点火することにより、衛星は静止軌道に投入される（実際に「静止」する迄には姿勢制御用小型スラスタによる軌道の修正が必要である）。

最高速度は秒速200mに達したという。以後ベビー、カップ、ラムダ、ミューと次第に成長し、組織も東京大学宇宙航空研究所から文部省宇宙科学研究所へと引き継がれて今日に至っている。宇宙科学研究所は、一貫して固体推進薬を用いたロケットを自主技術によって開発し、科学衛星を正確に打ち上げる技術を確立した。

最新型のミュー-3SII型ロケットによって1985年、ハレー彗星の探査機「すいせい」を、また1987年に天体X線観測科学衛星「ぎんが」を打ち上げて、宇宙科学分野で大きな成果をあげた。さらに、1990年1月には、スウィングバイ技術の習得を主目的とした実験衛星「ひてん」を打ち上げ、将来の惑星間飛行に必要な技術の検証を（現在も）続けている。

4.2 実用ロケットの開発

宇宙開発事業団は、1969年の創立以来、実用衛星打ち上げのためN-I、N-IIおよびH-Iロケットの開発を進めてきた。

N-Iロケットはわが国初の大型液体ロケットを中心とする3段式ロケットで、日米政府間協定に基づきデルタ・ロケットの技術を導入することによって開発された。電波誘導方式により静止軌道に約130kgの衛星を打ち上げることができる。1975年より1982年までの間に7機打ち上げ、静止衛星の打上げ技術を確立して、その使命を果たした。

N-IIロケットはN-Iロケットの性能向上を図ったもので、約350kgの静止衛星打上げ能力を持つと共に、極めて高い信頼性と精度を持っていた。1981年か

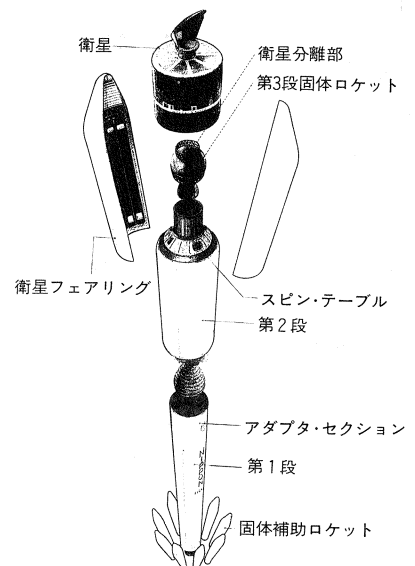








図-2 H-Iロケットによる静止衛星の打上げ²⁾

| | | | | | | |
|--------------------|---|---|---|---|--|---|
| |  |  |  |  |  |  |
| | M3S-II | H-I | H-II | アリアンIV-44L | アリアンV | デルタII (7920) |
| 全長 (m) | 28.2 | 40.3 | 49.9 | 58.4 | 55.0 | 38.4 |
| 発射時重量 (トン) | 61 | 140 | 264 | 470 | 716 | 230 |
| 直径(1段/衛星フェアリング)(m) | 1.4/1.4 | 2.4/2.4 | 4.0/4.1 | 3.8/4.0 | 5.4/5.4 | 2.4/2.4 |
| 打上げ能力LEO* (トン) | 0.77 | 3.0 | 9.0 | 7.0 | 22 | 5.0 |
| 打上げ能力GTO** (トン) | — | 1.1 | 3.8 | 4.2 | 6.8 (複数衛星: 5.9) | 1.8 |
| 初号機打上年 | 1985 | 1986 | 1993予定 | 1988 | 1995予定 | 1990 |
| 特徴 | 無人, 使捨て | 無人, 使捨て | 無人, 使捨て | 無人, 使捨て | 有人打上仕様 | 無人, 使捨て |
| 国名 | 日本 | 日本 | 日本 | ヨーロッパ | ヨーロッパ | アメリカ |

* LEO(Low Earth Orbit) : 地球周回低高度軌道(約200km~400km)
 ** GTO(Geosynchronous Transfer Orbit) : 静止トランスファ軌道.

図-3 ㊤ 世界の主要ロケット^{3), 4)}

ら1987年の間に8個の実用衛星を打ち上げ、すべて成功した。

H-IロケットはN-IIロケットの性能向上を図ったものであるが、重要なことは、将来にわたって必要となる基本技術を国産化したことである。すなわち、第1段にN-IIロケットと同一のもの(ライセンス生産)を用い、第2段液体酸素・液体水素ロケット、慣性誘導システムおよび第3段固体ロケットを新たに国内開発した。現在わが国最大のロケットで、約550kgの静止衛星打上げ能力をもつ。

第2段エンジン(LE-5)は、現用の上段エンジンとして世界のトップクラスの性能を持つと共に、「再着火」機能を有している。現在までに放送衛星「ゆり3号-a」など7個の実用衛星打上げに成功した。1992年までの間に、累積合計9機の打上げを予定している。









なお、実用衛星の多くは静止衛星であり、この事実は今後も変わらない。現用のH-Iロケットによって代表的な静止衛星を打ち上げるときのシーケンスの概要を図-2に示す。

4.3 日本の新しいロケット

(1) H-IIロケットの開発計画

H-IIロケットは次期大型ロケットで、2トン級の静止衛星を打ち上げることを目標に開発を進めている。低高度軌道への輸送能力は約9トンである。この打上げ能力は、ヨーロッパ宇宙機関(ESA)のアリアン4型ロケットやアメリカの商業衛星打上げ用ロケットとほぼ肩を並べるものである。図-3は世界の現用の主要ロケットの概略仕様(大きさ、打上げ能力など)を比較して示したものである。

H-IIロケットは、1990年代のわが国の実用衛星利用者の要求にこたえること、および全段国産技術で開発することに重点を置いており、N-I、N-IIおよびH-Iロケットの開発過程で蓄積してきた技術基盤の上に立って、さらに一歩進んだ技術の確立を目指している。H-Iロケットに至る実用ロケットは「技術導入」の長所を享受した見返りとして、運用・利用面での制約を受けている。H-IIロケットでは「全段自主開発」によって自主性及び自在性を確保することができる。H-IIロケットは簡潔なシステム構成とし、高い信頼性を確保することを目指している。即ち、全段を2段式構成とし、既存の技術・経験を十分生かした設計を基本としている。また、1トン級の静止衛星の打上げに対処するため、複数衛星の同時打上げが

| | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
|  |  |  |  |  |  |  |  |
| アトラスII | タイタンIII | タイタンIV | スペースシャトル | プロトン | ソユーズ | エネルギー/ シャトル | 長征3号 (CZ-3) |
| 45.6 | 47.3 | 63.1 | 56.1 | 44.7 | 49.5 | 58.7 | 43.9 |
| 187 | 680 | 958 | 2040 | 674 | 310 | 2400 | 202 |
| 3.1/4.2 | 3.1/4.0 | 3.1/5.1 | 荷物室: 4.6 | — | — | 荷物室: 4.7 | 3.4/3.0 |
| 6.8 | 14.7 | 17.8 | 25 | — | 7.5 | 30*** | 5.0 |
| 2.8 | 4.9 | 静止: 4.6 | — | 4.6 | — | — | 1.4 |
| 1991 | 1990 | 1989 | 1981 | 1967 | 1963 | 1988 | 1984 |
| 無人, 使捨て | 無人, 使捨て | 無人, 使捨て | 有人(最大7名) 再使用 | 無人, 使捨て | 有人, 使捨て | 有人打上仕様 | 無人, 使捨て |
| アメリカ | アメリカ | アメリカ | アメリカ | ソ連 | ソ連 | ソ連 | 中国 |

***無人・貨物のとき最大200トン。

図-3 ⑤ 世界の主要ロケット^{3), 4)}

できるシステムとなっている。

H-IIロケットの開発は1985年にスタートした。現在のスケジュールでは、1993年の初号機打上げに引き続いて、技術試験衛星VI型(ETS-VI)、宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)等を打ち上げる予定である。H-IIロケットは、1990年代のわが国の大型実用衛星打上げの需要にこたえるだけでなく、将来(国際協力によって建設する)宇宙ステーションへの物資補給および日本版無人ミニシャトルHOPEの打上げに活躍することになる。

(2) H-IIロケットのシステム

H-IIロケットは2段式構成で、第1段および第2段ともに液体酸素・液体水素エンジンを採用している。第1段には新たに開発する高性能エンジン(LE-7)1基を用い、第2段にはH-Iロケットの第2段エンジンを改良したLE-5Aエンジンを1基搭載する。第1段推力増強のため、大型固体ロケット(Solid Rocket Booster: SRB)2基を本体の両脇に取り付け、これがブースト段階の推力の大半を受け持つ。全長49.9m、直径4m、打上げ時総重量はペイロード(衛星)を含めて約264トンである(図-4)。

H-IIロケットによって静止衛星を打ち上げるとき、

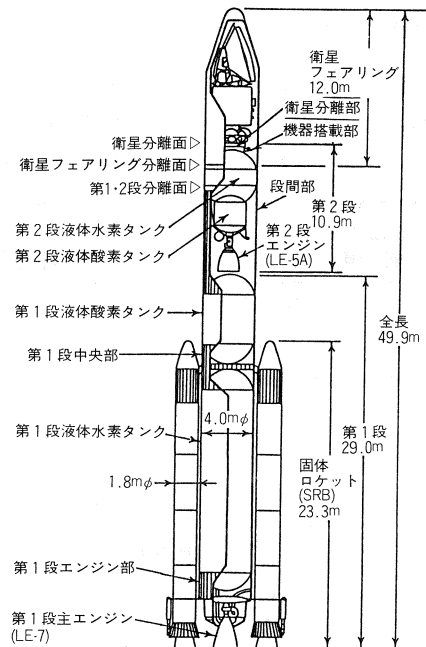


図-4 H-IIロケットの全体図

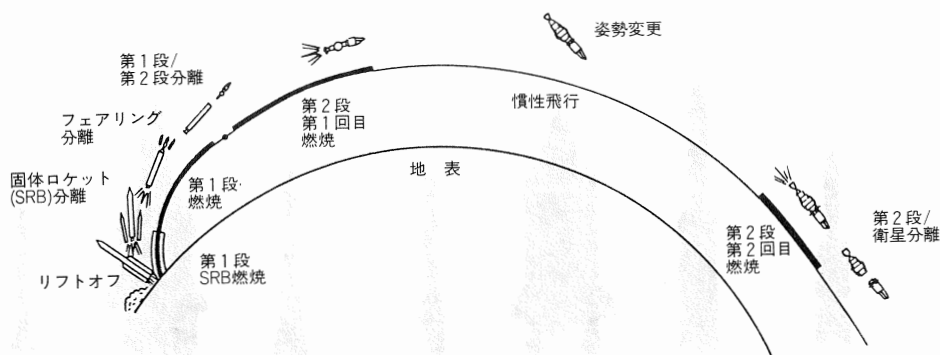


図-5 H-IIロケットによる静止衛星打上げ概念図³⁾
(ETS-VIの例)

H-Iロケットの第3段固体ロケットの役割（パークング軌道から静止トランスファ軌道への投入）を第2段の再着火によって行う。衛星フェアリングは外径4.1mで、最大外径3.7mまでの衛星を収容することができる。また、ストラップダウン方式の慣性誘導システムを採用し、このうちジャイロとして、新たに開発中のリング・レーザ・ジャイロを用いる。

H-IIロケットは、種子島宇宙センターに建設中の新しい射場から打ち上げられる。静止衛星を打ち上げるときの代表的なシーケンスの概念図を、技術試験衛星VI型（ETS-VI）を例にして図-5に示す。

5. 21世紀に向かって

将来の宇宙利用活動にとって、エネルギー効率と信頼性の高いロケットによる低コストの宇宙輸送は欠かせない。そのような新しい21世紀の輸送手段を実現す

るためには、大型軽量構造、高性能推進システムおよび高精度誘導制御システムなど、多岐にわたる先端技術の開発が必要不可欠である。

H-IIロケットの開発は、航空宇宙分野で日本の立ち遅れている「システム設計技術」および「推進システム技術」を確立し、21世紀の新しい宇宙輸送手段実現のための基礎を築くものと期待されている。

参考文献

- 1) Bruhn, E. F., Orlando, J. I., and Meyers, J. F., ; Analysis and Design of Missile Structures (1967), Tri-State Offset Co.
- 2) 宮沢政文；わが国における実用ロケットの開発と技術導入，日本航空宇宙学会誌，39巻，445号(1991)，pp 55-68.
- 3) 宮沢政文；宇宙への挑戦—開発進むH-IIロケット，スペクトラム，丸善，1989年1月号，pp. 10-31.
- 4) Wilson, A.; Interavia, Space Directory 1990-91 (1990), Jane's Information Group.

協賛行事ごあんない

第12回触媒燃焼に関するシンポジウム

<主催> 触媒学会，触媒燃焼研究会

<日時> 平成3年10月31日（金）13時30分～17時

<会場> 日本化学会化学会館7Fホール（東京都千代田区神田駿河台1-5）

<プログラム>

1. ガスタービン用触媒燃焼器の開発
（株）東芝 総合研究所 古屋 富明氏
2. ガスタービン用触媒燃焼
航空宇宙技術研究所 林 茂氏

特別講演 Catalytic Combustion
Yale University Prof. L. D. Pfefferle

<参加費(資料代を含む)> 当日会場で申し受けます。
会員 5000円，学生 1000円，非会員 8000円

<世話人>

御園生 誠（東大），乾 智行（京大），
荒井 弘道（九大），福沢 久（電力中研），
山下 寿生（日立日立研）

<連絡先>

〒816 春日市春日公園6-1

九州大学総合理工学研究科材料開発専攻
荒井 弘道 TEL(092)573-9611(内310)
FAX(092)575-2318