

JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

宇宙先端

宇宙先端活動研究会誌

VOL. 1 NO. 3 SEP. 1985

IN THIS ISSUE,

STRAY THOUGHTS	Y. TAKENAKA	61
"YUGE" (SOME IDEAS)	R. NAGASHIMA	64
FUTURE JAPANESE VEHICLES	Y. SHIBATO	80

目 次

1. 思うままに	61
2. 遊戯	64
3. 我が国の宇宙往復システムに関する展望	80

(次号予告)

1. 月の開発 (下)
2. 宇宙活動の大衆化はありうるか
3. 低コストロケット

思うままに

日頃思うことを思うがままに記した。

竹中 幸彦

転換期を迎えた日本

今年の8月15日は第2次世界大戦の終結から数えて、丁度満40年に当る日である。終戦当時の日本は全世界を相手とした大戦争に敗れ、全ての海外領土を失うと共に、長期に亘る戦争で国土は荒れ果て、多数の都市と工場は空襲によって破壊され、いたる所に瓦れきの山が築かれており、特に広島と長崎は原爆により死の町と化していた。そして多くの国民は住むべき家を失い、その日の食事にも事欠くような誠にみじめな状態であった。

それから40年、日本は奇跡的な復興をなし遂げて、現在では自由世界第2位の工業生産力を誇る大工業国家に成長した。日本の工場から生産される高性能かつ高品質の製品は洪水のように世界各国に輸出され、世界の隅々まで行き亘るようになり、それにつれて国民総生産の増加を著しく、国民一人当りの所得も欧米先進国と肩を並べるようになり個人の生活も急速に豊かさを増してきた。

敗戦の廢墟の中から立上った日本が、この40年間で世界の一流工業国家としての地位を築き上げることができた事は、日本人の偉大さを示すものとして誇るに足るのである。

しかし、現在我々は有頂天になって昭和元祿を謳歌しているわけには行かない。既に日本の輸出超過によって世界の国々から日本市場の開放を迫られ、いわゆる経済摩擦の解消が現在の我国の重要な政治、経済、外交問題となっている。また開発途上国の追上げも急である。我々は現在の日本の繁栄がどのような理由によってもたらされたものか、またこの経済摩擦等を解消し、日本が今後更に発展するためにはどのようにしなければならないか、………について、今真剣に考えねばならない時に至っている。

戦後40年を省みて、日本が今日の工業国家を築き上げることが出来た理由は数多くあるが、私は次の3つが大きな理由であると考えている。

(1) 平和政策の成功。戦後40年間平和が保たれ、日本が直接参加するような戦

争がなかった。

- (2) 日本人の勤勉さ。日本人全体がよく働いた。そして、勤労意欲を高めるための日本的経営法が世界の注目を集めるようになった。
- (3) 技術導入を積極的に行い、効率のよい商品開発を行った。外国で実証された技術を導入してこれを消化し、日本的なセンスで消費者のニーズにマッチした高性能かつ高品質の商品を開発した。

これからの日本は引き続き平和政策を維持しなければならない。そして世界の平和のために日本はより積極的にその役割を果たすようにしなければならない。日本人は余暇の利用をより積極的に進めるであろうが、本質的な勤勉さを失うものではないと思われる。問題は今後外国からの技術導入は、入れるべき技術が少なくなった事の他に先進国が日本への技術輸出に対して極めて警戒的となり、次第に、give and take でなければ技術を外国から取り入れることができなくなってきている事である。従って従来のような考え方では、今後、日本は自国の工業力を維持して行く事が出来なくなるばかりか、再び先進国との差が拡大すると共に開発途上国の追上げによって日本の産業は壊滅的な打撃を受けるようになることは明らかである。現在、日本は重大な岐途に立たされており、新たな転換を計らねばならない時が来ている。

自主技術の育成

天然資源が少なく人口の多い島国日本は今後とも技術立国を国是として進まねばならないこと言うまでもない。従来のような導入技術に頼れないならば独自の技術を創出して行くより他に道はない。しかしながら、一口に自主技術、独創技術の育成と言っても簡単に行くものではない。前人未踏の技術の確立には、多くのリスクがあり、失敗を伴う経験の積み上げが必要である。従って、開発費が増大し開発期間が長期化する恐れが生ずる。技術導入の場合に比べて一見非効率に見えても、この壁を突破して行かねば真の自主技術は育たない。そのためこれからの日本は技術導入体質から自主技術育成の体質へと国全体の体質を変換させて行くとともに、新技術育成のために積極的に資金とマンパワーを投入して行かねばならない時に至っている。そうすることによってこそ日本は真の意味での先導的工業国家としての地位と榮譽を与えられる

ことになる。

今後の日本にとって積極的に技術開発すべき分野は多々あるが、宇宙開発は中でも重点的に進めるべき重要な分野である。その理由は次のとおりである。

- (1) 無限な宇宙の開拓によって、次々と新たな宇宙の利用と新たな技術の発展が達成できる。正に宇宙開発こそ新科学技術を無限に貯えた宝庫を開く鍵である。例えば、既に始まっている宇宙での材料や薬品の製造実験では、今後どのような有用な物が生産されるか計り知れない。これらのものはいち早く手に入れたものが世界を制覇することになる。のんびりしては居られない。
- (2) 宇宙開発では地上においては遭遇しないような環境条件下（熱、超真空、零G、放射線等）で長期間安定に作動する宇宙機器を開発しなければならない。そのためには物理、化学、機械、電子、材料等のあらゆる分野の先端技術を総合して開発を進めねばならない。このため、宇宙開発による技術の波及効果が大きい。
- (3) 宇宙開発は元々地球を宇宙の一単位として捉えて進めるものであって、本来地球上の全人類の協力によって進められるべきものである。そのためには、それぞれの国の独自の技術を持ち寄って将来の大型プロジェクトを国際協力によって進めることになるであろう。宇宙開発によって国際協力が進められれば地球上の平和が保たれることになる。

日本は既に21世紀に向けていくつかの宇宙開発プログラムを進めているが、我々今後の長い将来を見通して、21世紀に花咲く夢多き宇宙開発の展望と計画を持つてはいないか。それは日本及び全人類の21世紀での平和的發展のために必要不可欠からざるものであるからである。

1. はじめに

観音様が我々衆生をお救いくださることを「遊戯^{ゆげ}」されると言うそうである。人々を救うというと、ストイックな真面目さを常識的には見てしまうが、遊び戯れるという字を当てて、そこに大らかな優しさと愉しさを観るといふ先人の大胆な発想には感動さえしてしまう。

2. 真面目な宇宙開発

宇宙開発事業団が辿ってきた宇宙開発の歴史をみると、アメリカという先生の下で受験する優等生の如く真面目に勉強し、ステップ毎に先生の赤ペンでチェックしてもらうことが多かった。

真面目にやることは勿論悪いわけではないし、不真面目であつたら現在の様な成果を挙げられなかったと思う。しかし往々にして真面目過ぎるため、先生が言われたことや既に手をつけたことを忠実に実現することにエネルギーが注がれ、自ら問題意識をもちながら創造する意欲はそがれてきた傾向がみられるのではないか。

その様な事例を少し拾ってみると、

(1) ライセンス生産ものの場合、米国との契約上止むを得ないこともあるが米国仕様書至上主義者が多く、仕様書／図面等を形式的に守る余り、我国には不必要と考えられる試験を実施すべきかと迷ったり、一時代前の旧式な装置の生産ラインを作ったりする。そして仕様書通り忠実にやっておけば、失敗しても文句をつけられにくいという性根も時々みられる。

ライセンス生産の良否の問題ではなく、それに接する態度が問題となるのである。

真似をするということは、ただ忠実に写せば良いというものでなく、新しいものを

作る以上に創造的でなければならぬのである。技術というものは、まったく自由な環境で展開されるものではなく、その時の特殊な状況と密接に関わりあっているの
で、想像力を豊かに心を柔軟にして真似ないと単なる猿真似に墮してしまい、次のもの
のに応用が効かなくなるのである。

(2) 創造的なアイデアを出しても、そのものを素直に評価する以前に、「先生以上のアイデアは出るわけではない。アメリカでは、その案を検討したかも知れないが、
きっと欠点があったから採用しなかったのだ。」と意識するかしないかは別にして考
えてしまう学校優等生的な人がおり、生まれたばかりの赤ん坊を殺してしまう。

以前、N-IIあるいはH-Iロケットの1段エンジンのノズル膨張比を単に増すだけ
で静止衛星重量を約10%増加させるアイデアを提案したことがある。ライセンス
契約上等の問題から不採用ならしかたがないが、その前に「アメリカが採用してい
ないから、価値があるとは思わない。」と断定され駄目になってしまった。その後数
年して、デルタ・ロケットの性能向上案の一つに同様な方法が米国の論文に載り初め
て認められたが、既に時期が遅過ぎた経験をもったことがある。

(3) 人は失敗するものであり、小さな間違いは仕方がないが、大きな間違いは精
々しないように心掛ける以外になく、やるだけやったら思義できないことは天命にで
もおまかせする他ないということが、心に余裕のない固い人には理解できなくなる。

このため、開発を真面目に努力して行なえば失敗はかならず防げるという信仰に近
いものに支えられてしまい、開発上で不都合なことが発生した場合、やたらに自らの
みでなく他人をも努力不足を責める傲慢さが生まれることになる。

責められる方は、慎重というよりむしろ臆病になり、大らかさを失ってしまう。た
だ叱られないことのみで心を配ると他が観えなくなり、たとえ小さな成功にはなっ
ても長い目で観ると多くの人々に対するサービスにはならず、大きな失敗につながる
のである。

3. 針ネズミ的構造をもつ宇宙先端

「宇宙先端」というからには、一番先にいて創造的でなくてはならない。先端にはいわゆる先生は存在しなく、また先生を越えて始めて到達するものである。

おもしろいことに、真面目な人の中には「先端」は一つと思っている人がいる。それもアメリカやヨーロッパが作った先端が唯一であると信じている人がいる。先端ということは、まだ他の人がいない分野ぐらいの意味で考えておくのがよく、その数は針ネズミのようにあるはずである。我国の得手の技術、手の内にある技術で宇宙の分野でも先端になれるものはいくらでもあることを確信する必要がある。

また、先端は失敗の連続の場所であり、失敗に大らかに対処する場所でもあることを知るべきである。

4. 自らが愉しむ宇宙開発

単なる真面目さを越えなくてはならない。勿論、不真面目であってはならない。両者を越えた非真面目でなければならない。

宇宙開発が 非真面目 即 宇宙開発の境地になって初めて、他の国の人々も感心する宇宙開発になるのではないか。今、日本の宇宙開発にアメリカ等が感じているのは、エコノミック・アニマル的に真似ていく態度ではないのか。そこには、脅威はあっても賞賛はないのではないか。

これらのことは、すぐ実現する話でもないことは重々承知している。受験戦争で暗記だけの世界に生きてきた高校生が、大学に入ると遊びをまず知って高校の垢を落とした後、自らの頭を使い始めることを覚えていく過程を思い出して欲しい。これと同じように、手始めに有効性とか実現性とかを全く意識せず、宇宙開発はこうあるべきだとかを愉快に皆でおしゃべりするのが必要なのではないか。

少し話に具体性を持たせるために、親しい人達などと愉しんで考えたもののなかで3例ほど次に御紹介する。この例は、私が従事しているエンジン開発とはなるべく離れたものを選んだ。それは、専門的すぎることや、どうしても遊びの要素が少なく皆

様に愉しんでいただけないと考えたからである。

5. 大型フェアリングを使わない 逆さま大型ロケット

大型衛星を打上げようとする、ロケットが大型になると共に、必然的に衛星を格納するフェアリングも大きなものが必要となり、この開発も相当な努力を要する。もし図5-1のように、衛星を取り付けてある上段ロケット全体を逆さまにして、下段ロケットのインタ・ステージ内に結合し、分離を図5-2の如くに行ったらどうだろうか。

このような方式を採った時の特徴をあげてみると、

- (1) 大型フェアリングは不必要になり、エンジン保護の小さなフェアリングのみで単によくなる。
- (2) 上段ロケットは、着火するまでは方向性を特に問わない。(勿論、若干の工夫は必要だが)
- (3) 従来、下段ロケットのインタ・ステージ内に納められた上段ロケットを分離し引き抜くことは良く行われることであり、図5-2の様に分離することは可能である。
- (4) 分離後、上段ロケットを短時間のうちに進行方向に180度ひっくり返すのは姿勢制御能力からみて可能である。
- (5) 衛星は、大型になるほど剛性ととも座屈が問題となる。図5-1の様に吊るせば、荷重条件の厳しいブースト・フェーズ中では、衛星は引張荷重のみ受けることになるので衛星構体の軽量化につながる。また、大型フェアリングが不必要になったこと、従来もインタ・ステージを用いている等のことから考えてロケット全体の重量軽減化も可能になるだろう。

6. シャム双生児型複数衛星打上げ方式

アリアン・ロケットが想定している複数衛星打上げ方式の例を、図6-1に示す。ロケット側にとり、ペリジーン点でかなり複雑な運用を強いられる感がある。

もし、図6-2のように集約型衛星分離部に衛星2個をシャム双生児のように背中合わせに結合し、図6-3又は図6-4のように分離を行ったら、運用の自由度が増しロケット側の負担もかなり減じるのではないか。

また、図6-5のように集約型衛星分離部の内部にアポジ推進系を内蔵することも可能である。更に、図6-6のように1つのアポジ推進系で2個の衛星をドリフト軌道に投入させることもできる。

なお、下段側に取り付ける衛星は、前述と同様に引張荷重しか受けないので、衛星の構体の軽量化も勿論図れる。

7. 使い捨ての紙コップ的

低コスト・ロケット

ロケットは、技術的にも優れており、またコストの面でも安価なことが当然望まれるが、技術の高度さ／優秀さは無視して、紙コップのように安い使い捨てロケットを手の内にある技術のみで考えてみるのもおもしろいではないか。

次のプロセスを通して低コスト・ロケットの概念を作ってみた。

(1) 推進薬の選定

我国のような狭い射場で打上げる場合、保安距離と公害問題の関係から、推進薬の選定が大切になる。表7-1に推進薬のTNT換算率を示す。結論的には、次に示す理由によりLOX/ケロシンをロケット特に下段ロケットの推進薬の第1候補とするのが良いと考える。

- ② NTO/ヒドラジン系は、TNT換算率が最も小さいため、打上げ能力の最も大きなロケットができる。しかし、燃焼ガス内に窒素酸化物や硝酸化合物が多く公害問題化するので、下段ロケットには我国の場合使用は困難である。

- ⑥ 固体は、性能的にはLOX/ケロシンと同じであるが、TNT換算率は2.5倍もある。また、スペース・シャトルの例では、燃焼ガスに含まれる塩酸が雨となって草木を枯らす問題を起している。
- ⑦ LOX/LH₂ は高性能で公害問題もないが、TNT換算率が高く、低密度であるためロケット形状が大になり過ぎる。また、後述するように推進薬供給方式としてシンプルなガス圧送方式が使い難いので開発費の点で疑問となる。
- ⑧ LOX/ケロシンは推進薬として安価であり、TNT換算率も低いため、大型ロケットに適する。また、1回の打上げでの使用ケロシン量はジャンボ機1機分にほぼ相当するのみである。

(2) 推進薬供給方式

LOX/ケロシンの推進薬供給方式としては、次の2種類が考えられる。

- ・ガス圧送方式 \longrightarrow 性能は悪いがシンプル/安価
- ・ターボ・ポンプ供給方式 \longrightarrow 高性能だが複雑/高価

安いことを目指しているので、ガス圧送方式を選定する。この方式は、押しガスを貯蔵する気蓄器の重量を軽減することが鍵となるので、能力要求に応じて色々な工夫ができる。一例として図7-1に示すように、ケロシン側はヒドラジン(N₂H₂)分解ガスで押し、LOX側はLOXをN₂H₂分解ガスの熱でガス化し使う方法も考えられる。

(3) 大型 LOX/ケロシン・エンジン

ターボ・ポンプ供給方式の大型LOX/ケロシン・エンジンの技術を我国は保有しているので、ガス押しのエンジンは、手の内の技術で比較的容易に開発可能である。イメージとして、種子島の既存のテスト・スタンドで試験すると考えると、推力は1台当り60~100ton程度となるであろう。

なお、エンジンはおそらくクラスタ化の必要が想定されるため、図7-2のように推薬弁を共通化してしまう等の同時着火の工夫が必要となる。

(4) ケース・スタディ

最終段ロケットにH-IIロケットと同じLOX/LH₂ エンジン (LE-5) を使い、他はLOX/ケロシンを使った種々の組み合わせのロケットの例を図7-3に示す。このとき、1台当たりのエンジン推力は33 t_onで考えている。また、LOX/ケロシン・ロケットの構造効率をパラメータにして、保安距離がH-IIロケットと同じにした時のトランスファ軌道上への打上げ能力を比較したものを図7-4に示す。なお、この計算は古いデータに基づいた概略計算であり、若干の修正の要があることを留意して欲しい。ただし、傾向を理解するには十分であると思う。

コメントを少し追加すると、

- ① いわゆるパラレル方式より、直列方式 (シリーズ・バーン) が性能的には優れている。特に今回の様なガス押しシステムは、不必要のドライ重量をロケット設計の定石通り早く捨てるのが大切となる。
- ② 従来のガス押しシステムから想定して、構造効率は約0.9を目標にできるであろう。

(5) このLOX/ケロシン・システムの別の利用方法として、アリアン・ロケットの液体補助ブースタのような使い方もおもしろいであろう。

8. おわりに

最後に、今述べてきたことは、更に高い次元に向かうプロセスの途中の話であって高い次元から観ると本当はどうでもよいことであるということも知っておいてもらいたい。非真面目になるべきだとか又は創造的であれ、先端であれ等を云々する内はまだまだ駄目なのである。これらはすべて宇宙開発に携わっている自分達のことを中心に考えており、要はエゴの発露を少しカッコよく表現したにすぎないのである。

これらのことなど頭にも浮かべず、ただ少しでも多くの人々へのサービスとなる宇宙開発をと心に配り、自分達は宇宙開発の奴隷になることこそ大切なのである。

これを心掛けていると、より多くの人々を宇宙開発への奴隷化から救うことになり、自ら^{おのずか}調和のとれた創造性が生まれ、自らも^{あつか}愉快でたまらなくなるのである。実はこのことを先人は「遊戯」といったのである。

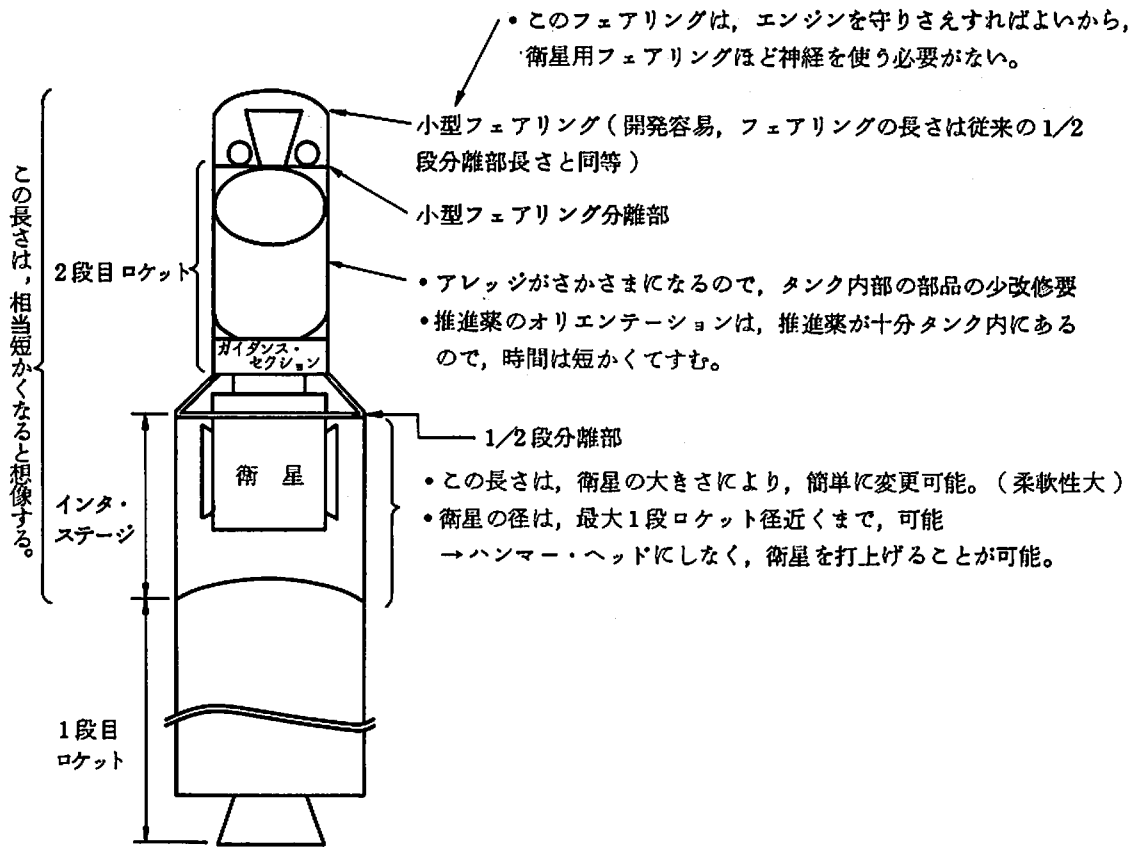


図 5 - 1 逆さま大型ロケット概念図

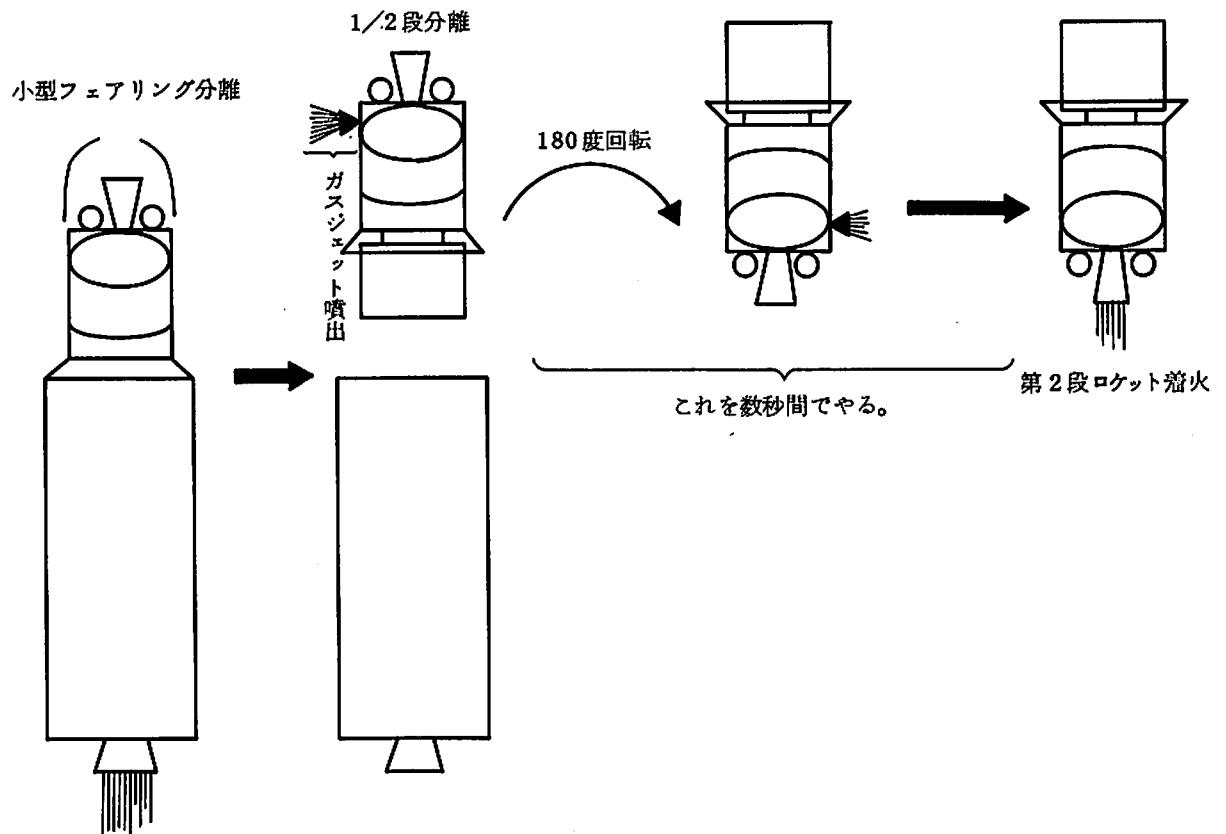


図 5 - 2 逆さま大型ロケットの分離シーケンス

- ① 姿勢制御終了
- ② 第1回衛星分離
- ③ 姿勢変更
- ④ アダプタ分離
- ⑤ 姿勢変更
- ⑥ 第2回衛星分離
- ⑦ 姿勢変更, レトロ作動

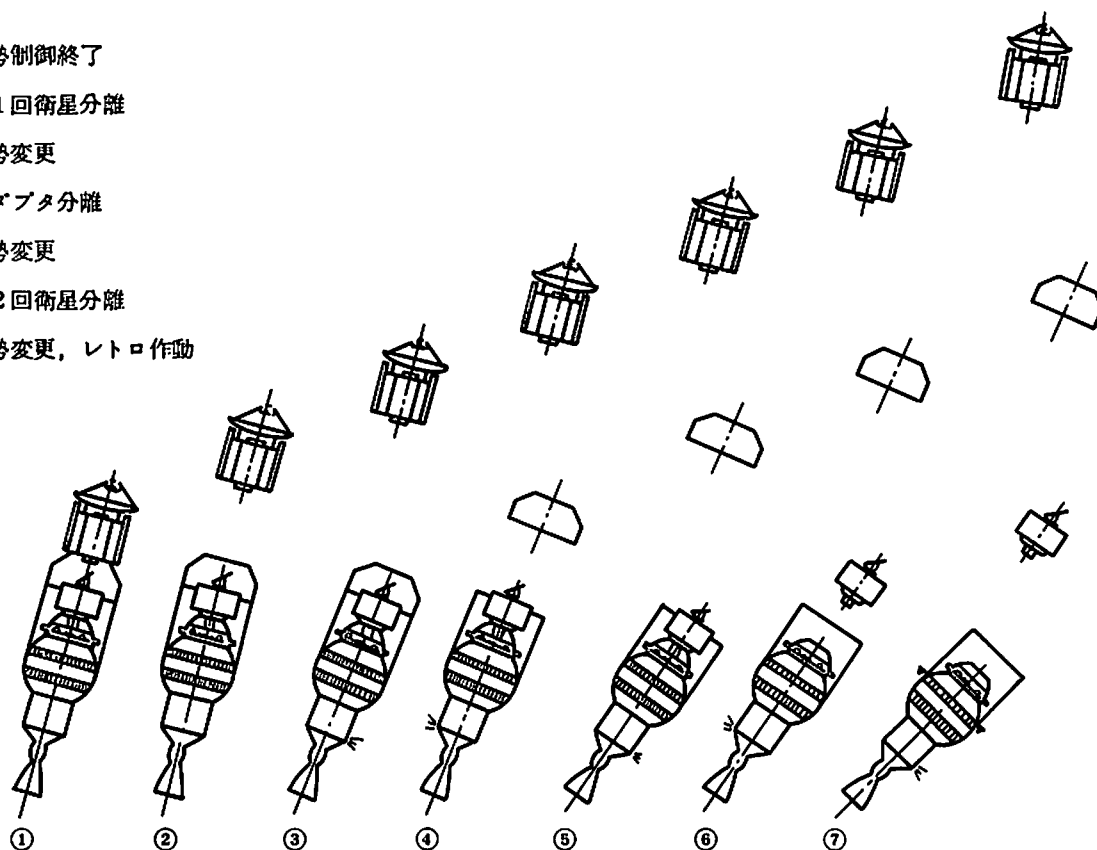


図 6 - 1 複数衛星打上げ分離シーケンスの一例
(アリアン・ロケット方式)

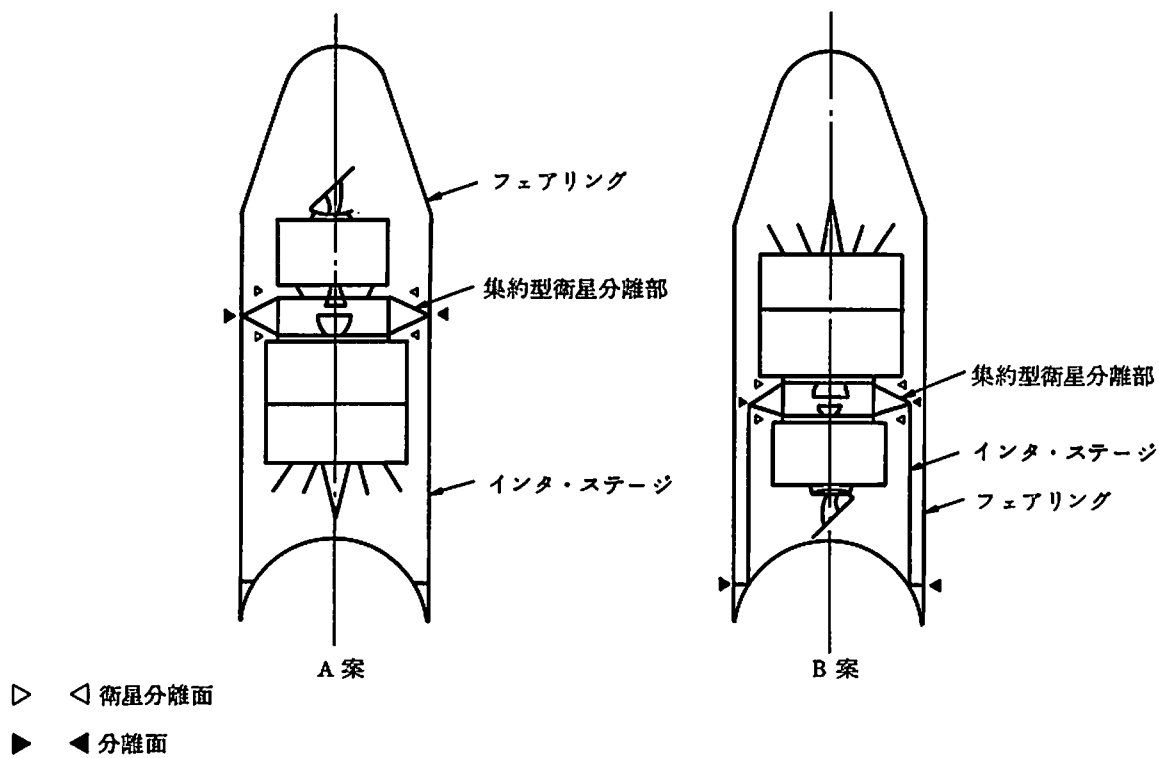


図 6 - 2 シャム双生児型複数衛星打上げ方式

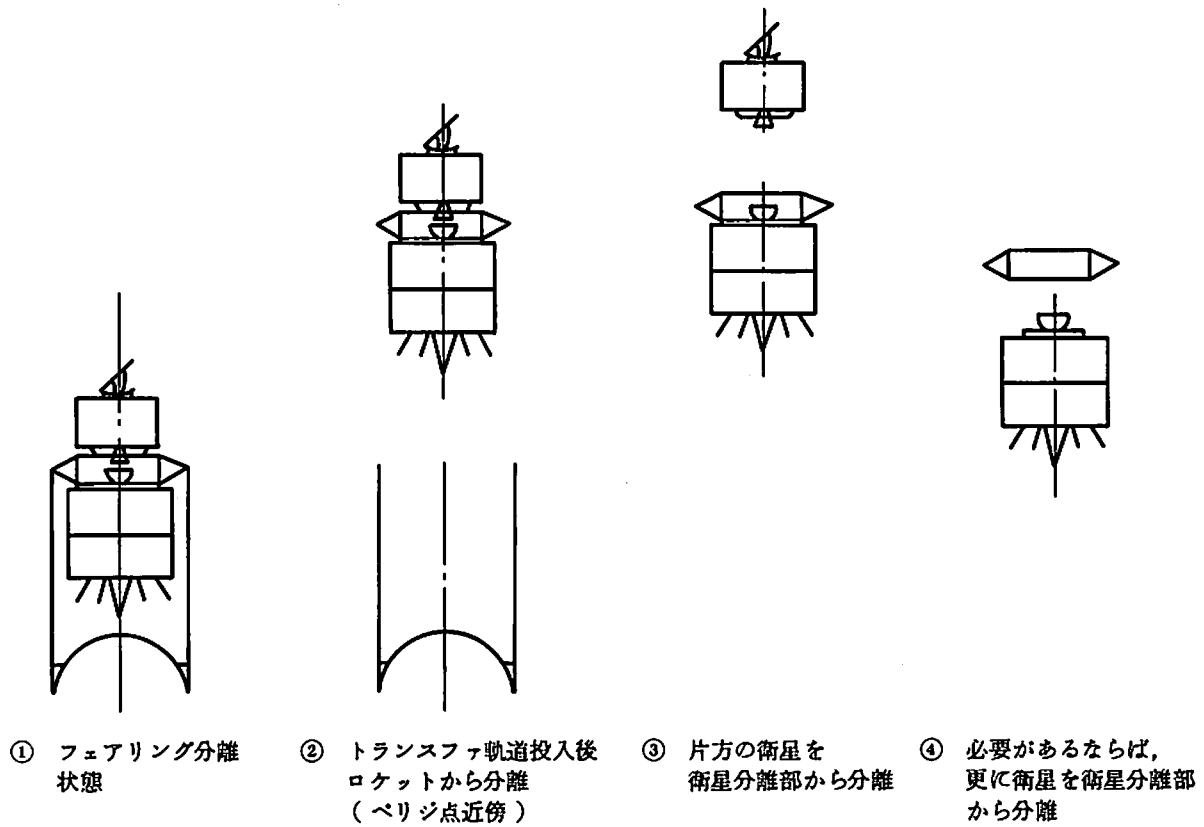


図 6 - 3 2 個の衛星を同時にロケットから分離する方式

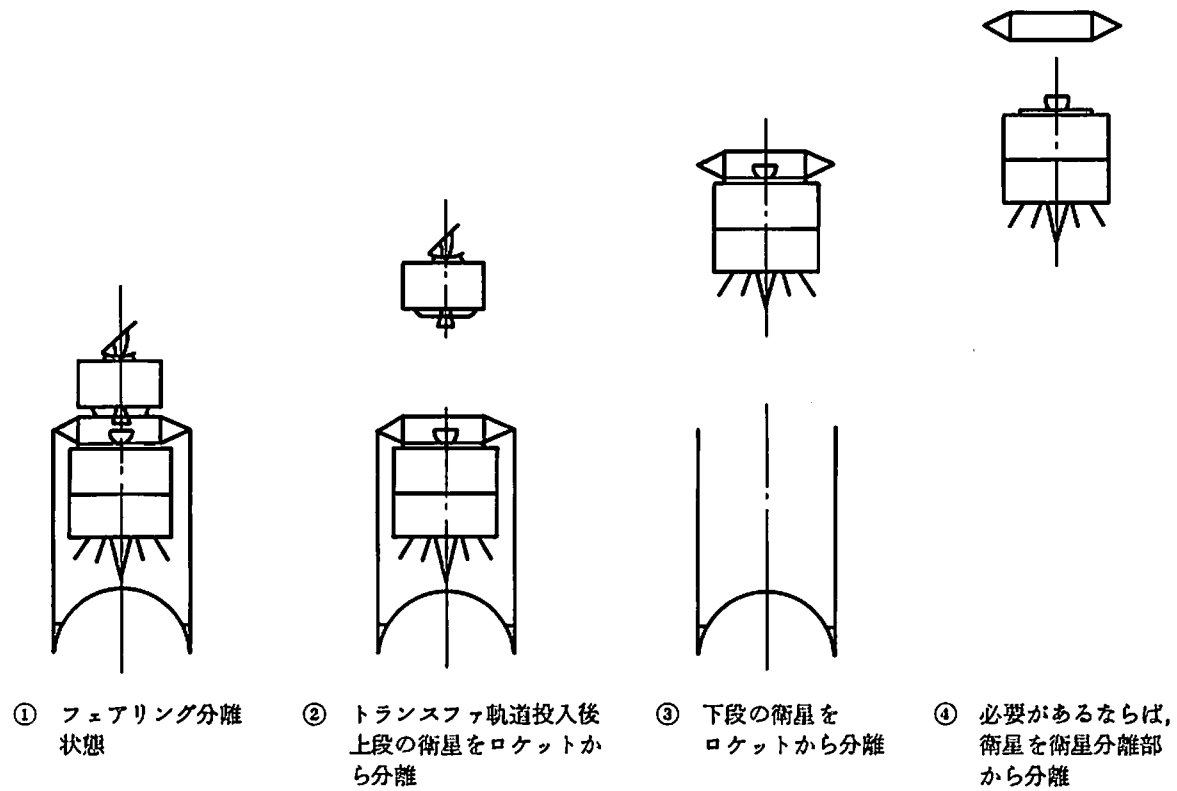


図 6 - 4 2 個の衛星をシリーズに分離する方式

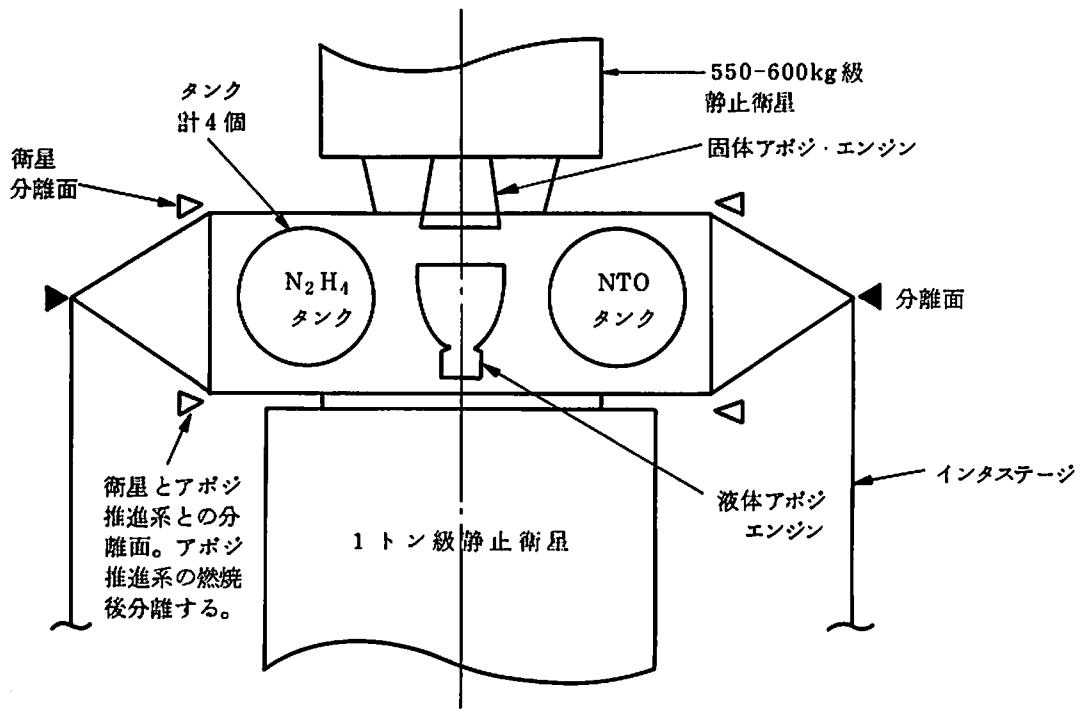


図 6 - 5 衛星分離部と液体アポジ推進系を統合する方法

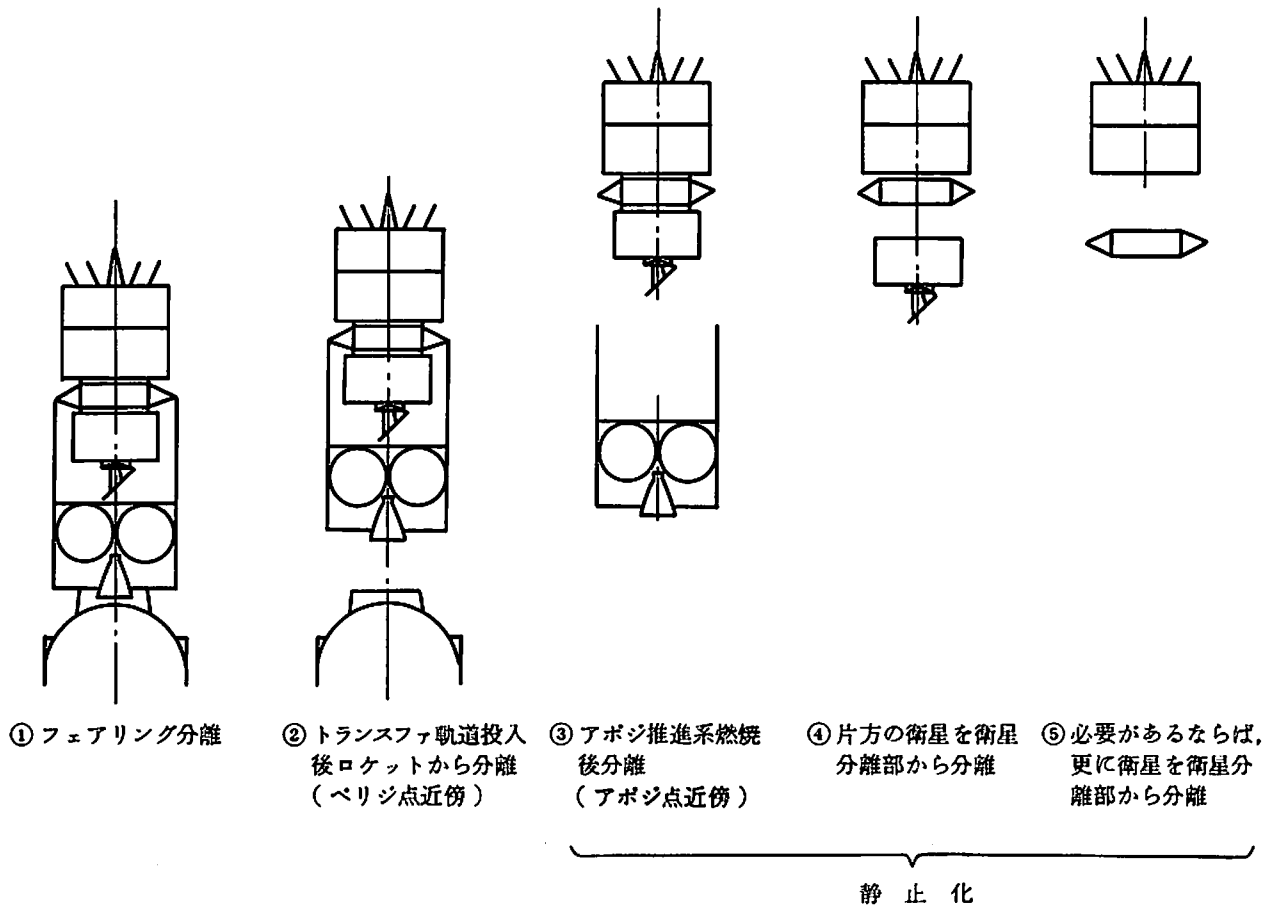


図 6 - 6 1つのアポジ推進系で複数衛星を打上げる方法のシーケンス

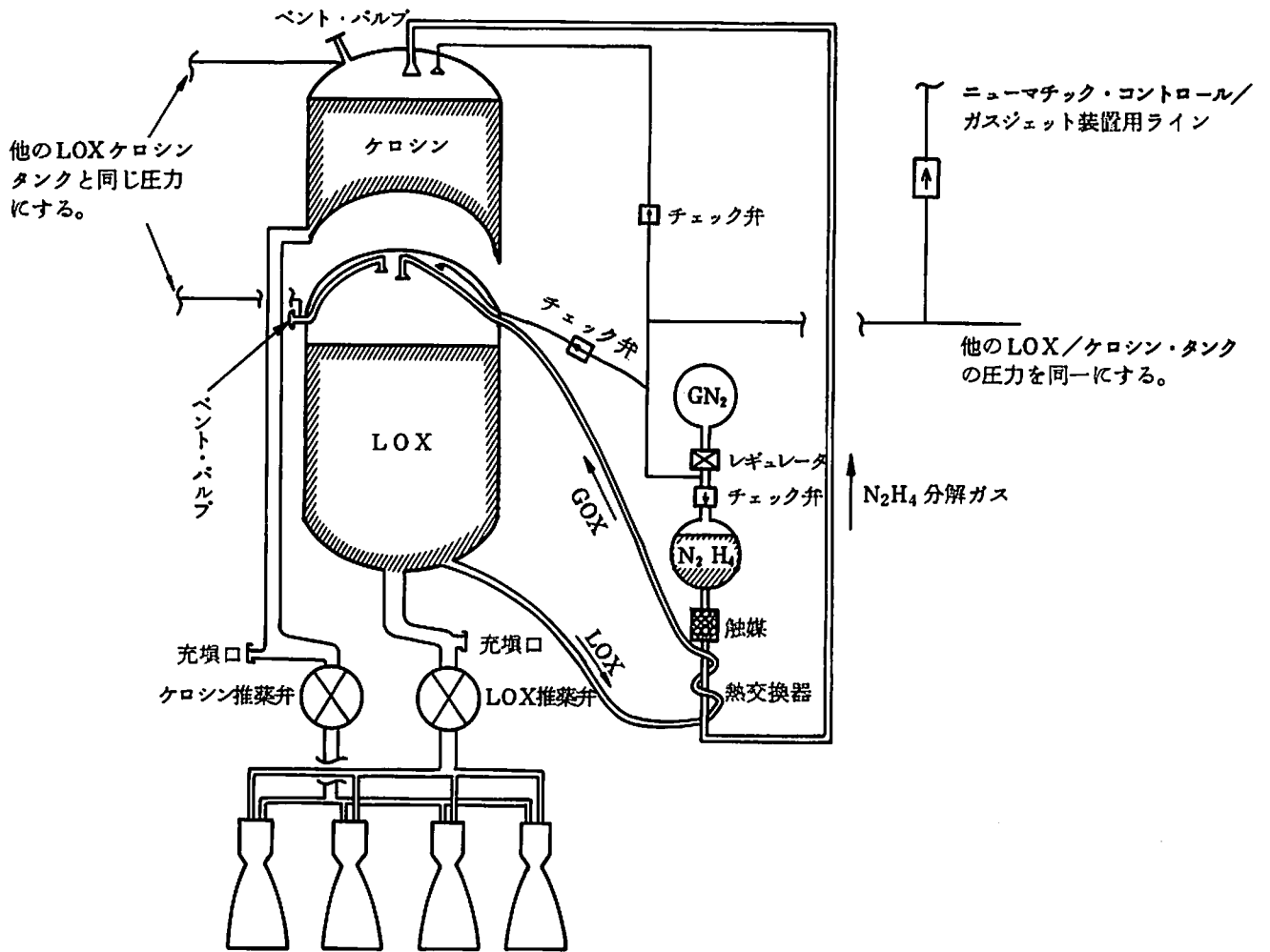


図 7 - 1 LOX/ケロシン・システム概念図

推進薬の組み合わせ	TNT換算率 %
NTO / ヒドラジン系	10
LOX / ケロシン	20
固 体	50
LOX / LH ₂	60

表 7 - 1 TNT 換算率

計算例；

$$\begin{array}{ccc}
 100 \text{ ton} \times 0.2 = 20 \text{ ton} \\
 \uparrow \qquad \qquad \qquad \uparrow \\
 \text{LOX/ケロシン} & & \text{TNT} \\
 \text{推進薬量} & & \text{換算量}
 \end{array}$$

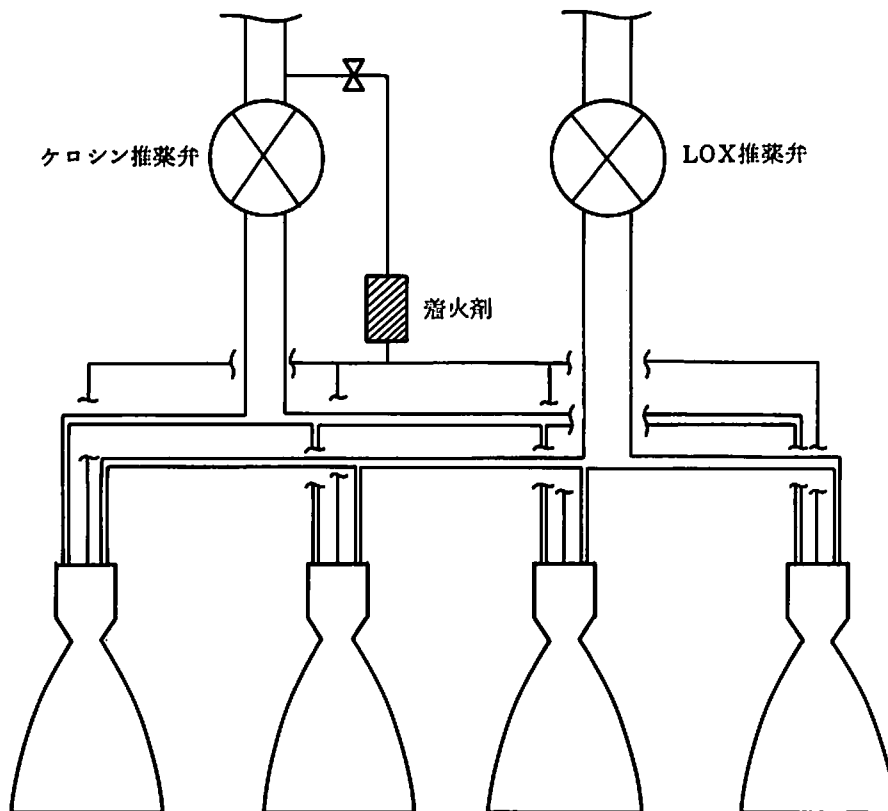


図 7 - 2 エンジン近傍の配管系統図
(エンジン・クラスタの一方法)

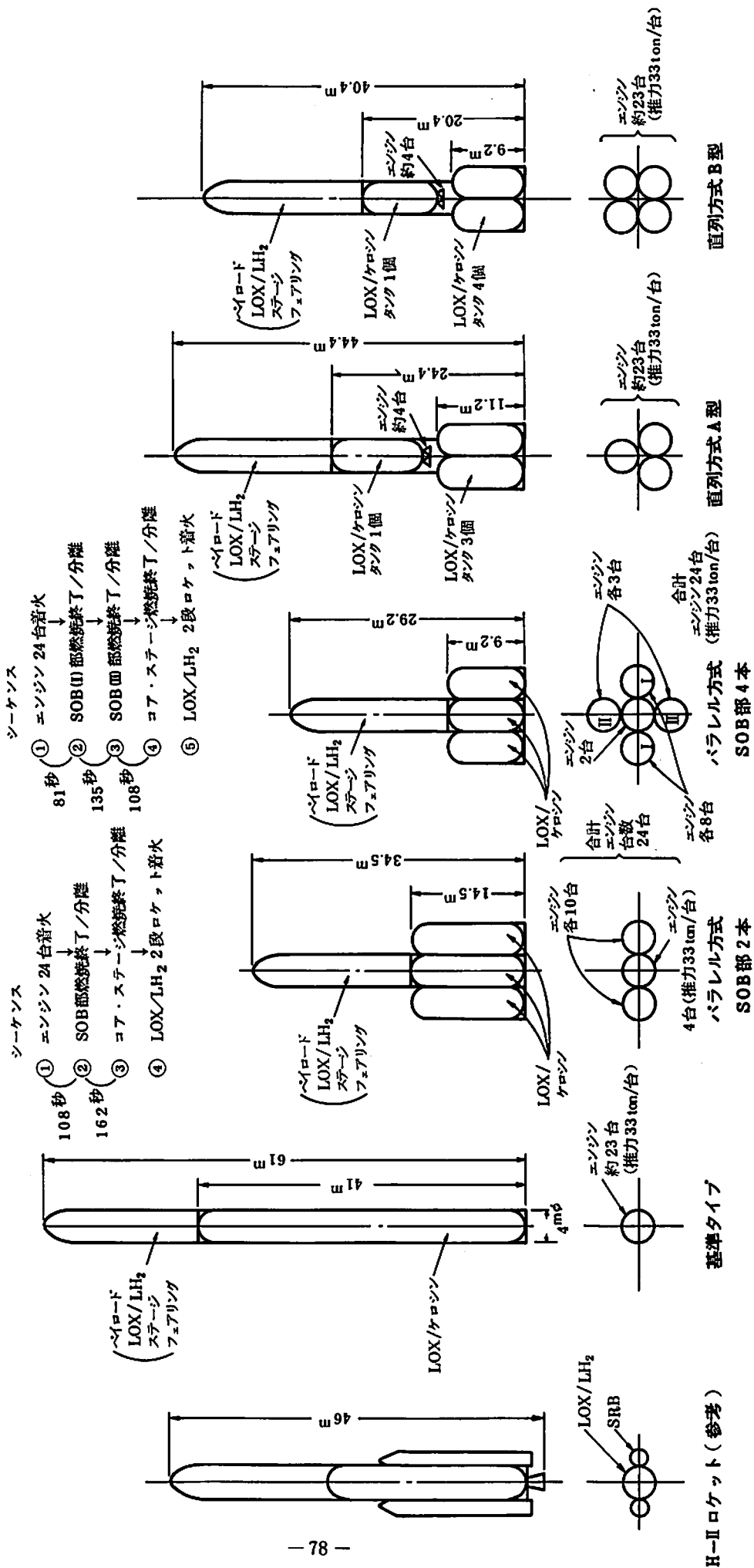


図 7-3 LOX/ケロシン・ロケット

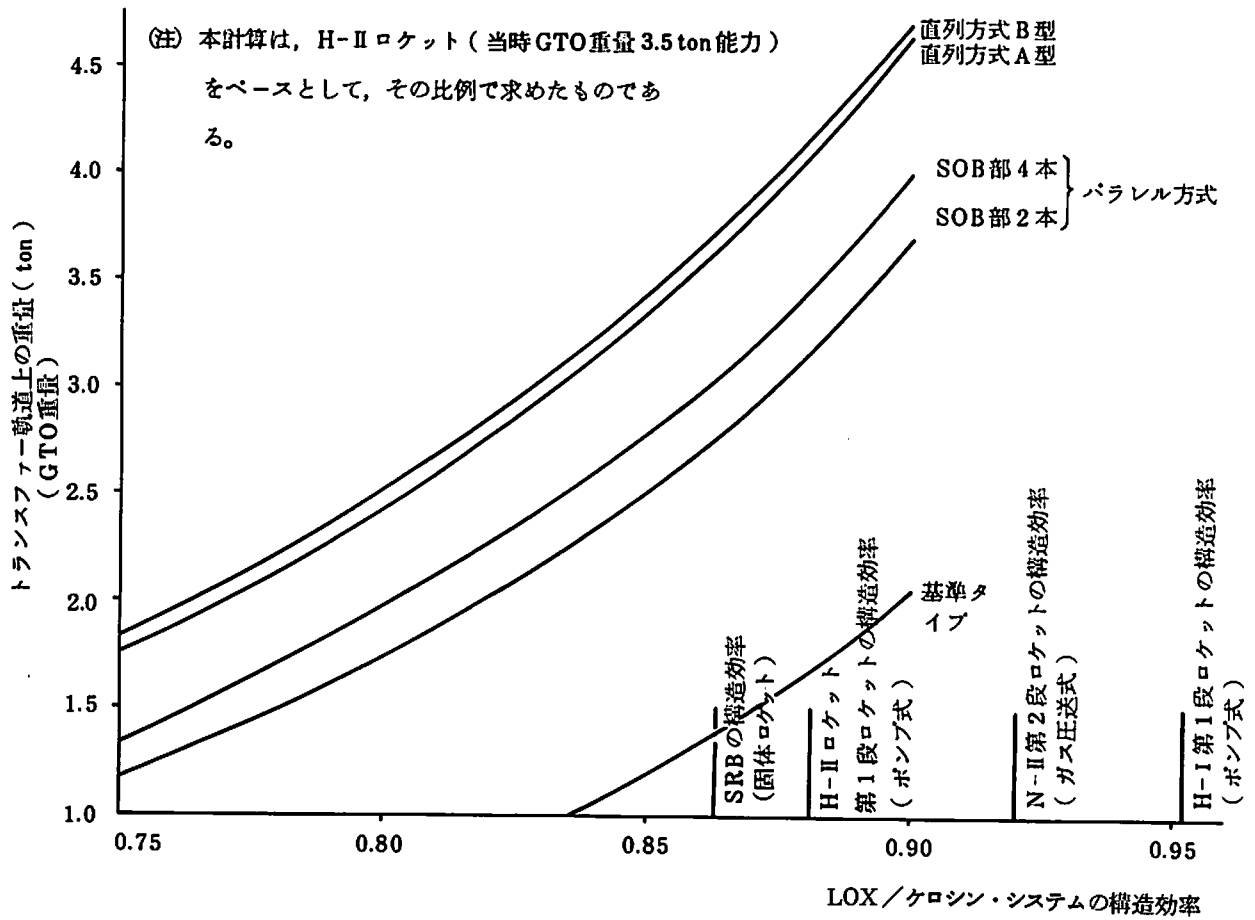


図7-4 LOX/ケロシン・ロケットの打上げ能力比較

我が国の宇宙往復輸送システムに関する展望

柴藤羊二

1. まえがき

米国はスペースシャトルの運行を開始し、スペースラブを用いて各種の宇宙実験を実行すると並行して、宇宙基地の建設計画を進めている。我が国においても、昭和62年度にスペースラブの一部を借りて、第一次材料実験(FMPT)を実施し、日本人初の宇宙飛行士を搭乗させる。さらに宇宙基地計画に参加するためのフェーズBスタディを開始し、本格的な宇宙実験に向けて準備を進め、宇宙空間の多様な利用の展開が検討されている。これらの宇宙環境利用の進展に伴い、物資および要員の往復輸送が必要となってくる。H-IIロケット計画の具体化により我が国も宇宙への大量物資の片道輸送手段を確保出来ることとなり、さらに回収可能な飛行体を開発し、H-IIロケットと組合せることにより宇宙往復輸送手段を手に入れることも可能な時代になってきている。

宇宙開発事業団において、昭和53年から低高度地球周回軌道への往復輸送システムについての研究が始められ、昭和54年に最小限の規模の有人輸送手段としての有翼回収機の構想、開発に必要な諸技術および開発計画の検討が行われた。昭和55年から現在まで、回収機本体の研究に関しては、運搬手段および目的が具体化していなかったため一時中断され、回収に必要な基礎技術である、空力解析手法、断熱材・耐熱材およびランデブドッキング等の研究が続けられている。

ここに、H-IIロケットで開発された技術をベースにして、どの程度の打上能力向上が図れるか検討した上で、我が国が保有すべき宇宙往復輸送システムについての考え方を紹介する。

2. 小型有翼回収機(ミニシャトル)の紹介

本論に入る前に、予備知識として、昭和53、54年に宇宙開発事業団で検討された有翼回収機の構想をここに紹介する。⁽¹⁾

NASAのスペースシャトルが就航すれば、高度400km程度の低地球周回軌道への30トンまでの物資と7人までの人員のくり返し輸送手段が実現し、米国以外にも有料でこの手段が提供されることになっていることから、我が国の将来の宇宙活動もこのシャトルに依存する分野が出てくるものと考えられた。また世界的にも、従来の主として片道輸送のみの使い捨て型打上ロケットの時代とは異質の宇宙活動が展開されるものと期待された。例えば、軌道上での建造物の組み立てや機器の点検・整備、宇宙空間での生成物の地上への持ち帰りといった分野での活動である。当時こうした活動には大量の資材・人員の軌道への輸送と共に、個々の活動に応じて、適宜に小規模の人員・物資の往復輸送の必要性も起こることが見込まれ、米国や欧州等でもミニシャトル構想がいくつか検討されており、その有用性についての論点は次の様に要約された。

- ・小規模のペイロードを要求された低軌道に低コストでタイムリーに打ち上げが可能である。また特殊ミッションへの対応が機動的に出来る。
- ・他の大規模な輸送手段で軌道に打ち上げたスペースラブ等への人員や物資の補給・回収は小型の輸送手段でよく、その分低コスト・機動性の向上が期待され、スペースラブの長期間運用を可能にし、また運用コストを下げ得る可能性がある。
- ・軌道上の有人活動に対する救急活動には小型で機動性に優れたミニシャトルが有利。

この他に、我国でNASAシャトルを利用した宇宙活動を行なうにしても、ミニシャトル的な輸送手段を独自に確保しておくメリットを考えると、

- ・計画的な輸送：小さなペイロードの場合、我が国のスケジュールに合わせて、計画的な輸送が出来る。外国の輸送手段に依存する場合、我が国の都合だけではスケジュールは一般に決められない。例えば工業所有権、特許権等に関しては、時間の争いになる事があるので独自のスケジュール確保は大きなメリットになり得る。
- ・国益の確保：スペースラブ等による資源、エネルギー、新材料の開発等は国益上対外的に秘密とすべき事が多く、独自の輸送手段を持つことによって秘密を確保

する事が可能。

- ・国際協力：今後大きく展開するとみられる宇宙活動の国際化の中で独自の輸送手段を持つことにより優位を保つことが出来る。また有人飛行を含む回収・再使用型ロケットシステムの開発技術を身に付けておけば、技術開発を含めた大きな国際協力の間でも多様な対応が出来る。

そこで我々は、最小限の規模と考えられる2～3人の人員を0.5トン程度の補給物資と共に軌道上のステーション等に送り届け、また同規模の人員をステーションでの成果物資等を軌道から地上へ持ち帰るというミッションモデルを想定して、小型有翼回収機を考えてみた。

これは、長さ14m、全備重量10トン程度の規模の飛行機タイプの回収機で軌道投入用の主推進系はもたず、打ち上げロケットにより軌道まで運ばれる。航空機でいえば、我が国でも開発の経験を有する小型の商用航空機あるいは、軍用の複座練習機の程度の規模であり、また1990年代に登場するであろうH-IIロケットの低軌道打ち上げ能力の範囲の重量規模である。打上時のブースタロケット（H-IIロケット）との組み合わせの概念は図1の通りで物資のみの片道輸送はこの有翼オービターなしで10～15トン程度まで行うことになる。

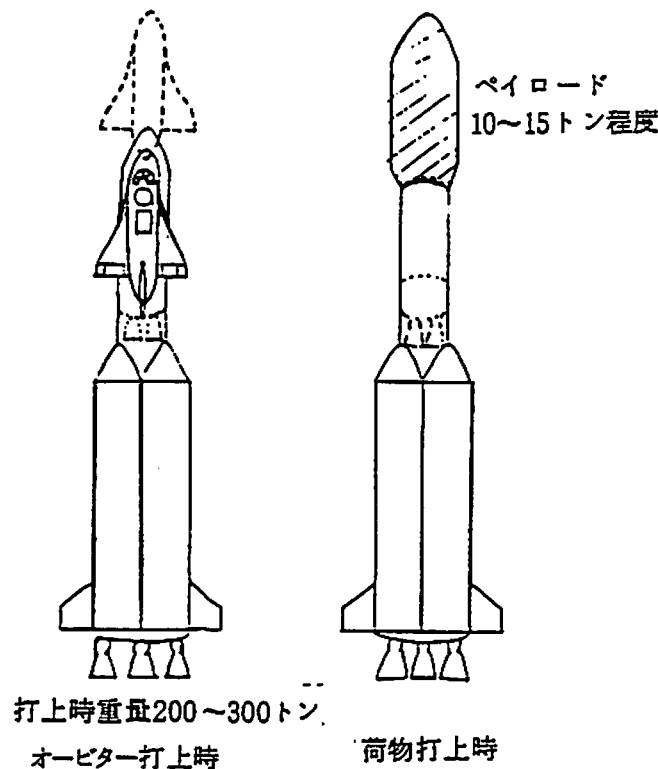


図1 打上げ時組合せ概念図

この小型有翼回収機を具体化するために概略次の様な設計要求を仮に設定した。

- ・飛行範囲、能力

高度500Km以下の低地球周回までとし、主推進系は持たない。但し姿勢制御(RCS)と軌道制御(OMS)の能力はもつ。また空気吸入エンジン(A/Bエンジン)を搭載し、帰還時大気圏内での推力巡航が可能であり、1800Km程度の航続距離をもつこと。

- ・軌道滞在日数

単独航行で2日、他のステーションとドッキングし乗員移動で7日程度。

- ・全備重量

10ト程度とし、0.5トン程度のペイロードの軌道への輸送と軌道からの回収が可能。

- ・搭乗員

4名(正・副パイロット各1、クルー2)

これらの設計要求に対する機体の概念図を図2に示す。また打ち上げロケットへの取り付けは図1の様に、並列に付けるか又は主推進系をもたないので点線で示す様に先端に直列に付ける可能性も考えられた。

ジェットエンジンは軌道からの帰還時、高度約7Kmで作動し以後通常の航空機と同じ様に巡航し、降下し、滑走路に着陸する。着陸滑走時は制動傘を使用し滑走距離は約1000mで2500m程度の滑走路をもつ一般の空港に着陸可能である。ジェットエンジンをもつ事により、2.5トン程度の重量負担になるが次の様なメリットを考えた。

- ・軌道からの帰還軌道の精度はあまり要求されない。
- ・着陸復行が可能であり安全性が高い。
- ・天候の変化に応じて着地点の変更が可能
- ・回収機のみで離着陸実験、飛行実験が可能であり、開発の自由度が大きい。
- ・所定の飛行場以外に着陸した場合でもOMS、RCS等大気圏飛行に必要なシステムを取り外して別送することにより自力でフェリー可能。

なおNASAシャトルの様に滑空による降下、着陸も可能と考えられるので飛行実績を積んで十分なデータと用途が得られた段階でジェットエンジンを取り外してペイロード能力の向上を図る事も可能であり、この場合は乗員4名の他3トン程度までのペイロードが搭載可能となると考えた。

開発スケジュールは基礎研究段階で約5年間、開発開始からテストフライトまで約7年間の計12年間とし、開発費は小型有翼回収機2機の製造を含めて約3000億円程度を見積っていた。

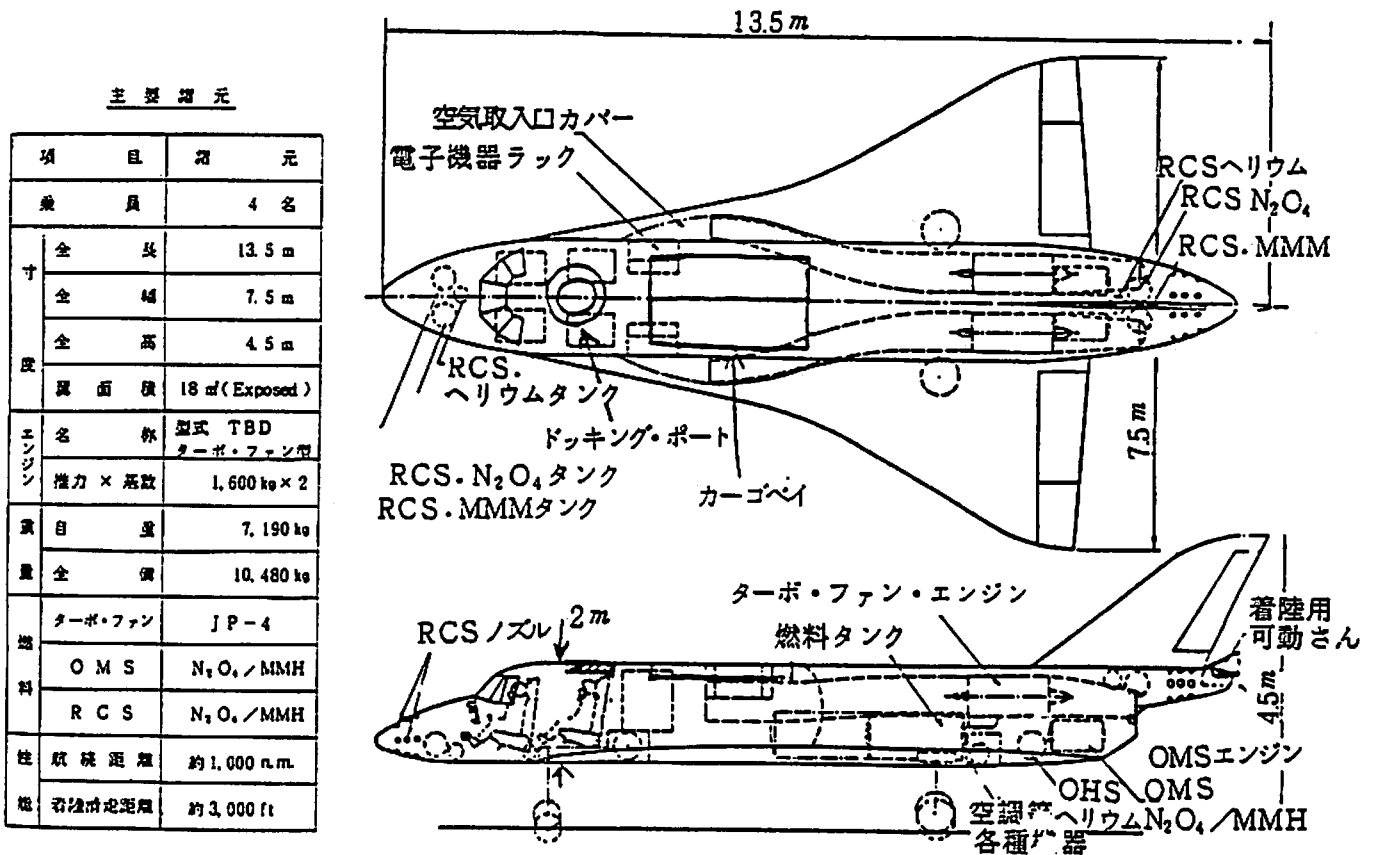


図2 有翼回収機概念図

3. H-II ロケットの打ち上げ能力

3-1 H-II ロケット基本型

現在検討が進められているH-II ロケットの静止トランスファー軌道への打上能力は3.8トンであり、静止軌道に2トンの打上能力である。H-II ロケットのテストフライト1号機は昭和66年度を目標として検討が進められている。また、H-II ロケットの打上コストも目標値を達成されるならば、現在のスペースシャトルおよびアリアンVとは、十分に国際的競争力を有するものとなるであろう。(2)

このH-II ロケットを用いて有翼回収機を打上げる場合図-3に示すコンフィギュレーションとなり、遠地点高度500Km、近地点高度200Kmの打上可能重量は約10トンとなる。500Km高度の円軌道への投入は、有翼回収機の軌道変換エンジン(OME)で行うことになる。

3-2 H-II ロケット発展型

H-II ロケットが開発される数年後に、ESAはアリアンVの計画を考えている。アリアンVはH-II ロケットコンフィギュレーション公表後に順次コンフィギュレーションが変ってきて、H-II ロケットに酷似したものとなっている。このアリアンVの打上げコストはアリアンIVと同等またはそれ以下を目標としている。またアリアンロケットは約15トンの有翼回収機であるヘルメスを宇宙基地軌道に打上げる能力を持ち、上段のLH₂/Loxステージを付加することにより約4トンを静止衛星の打上も可能である。図-4参照。

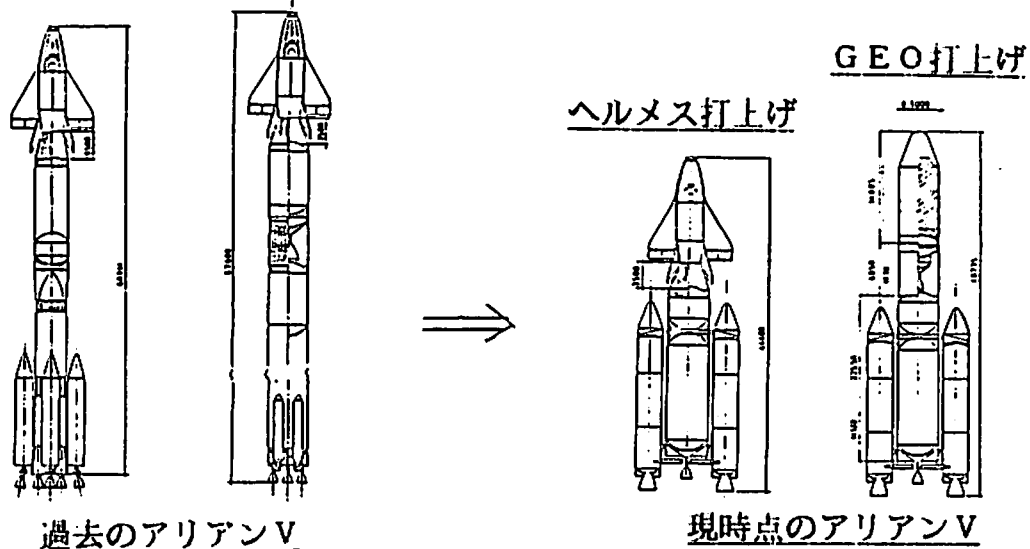


図-4 アリアンV型ロケット

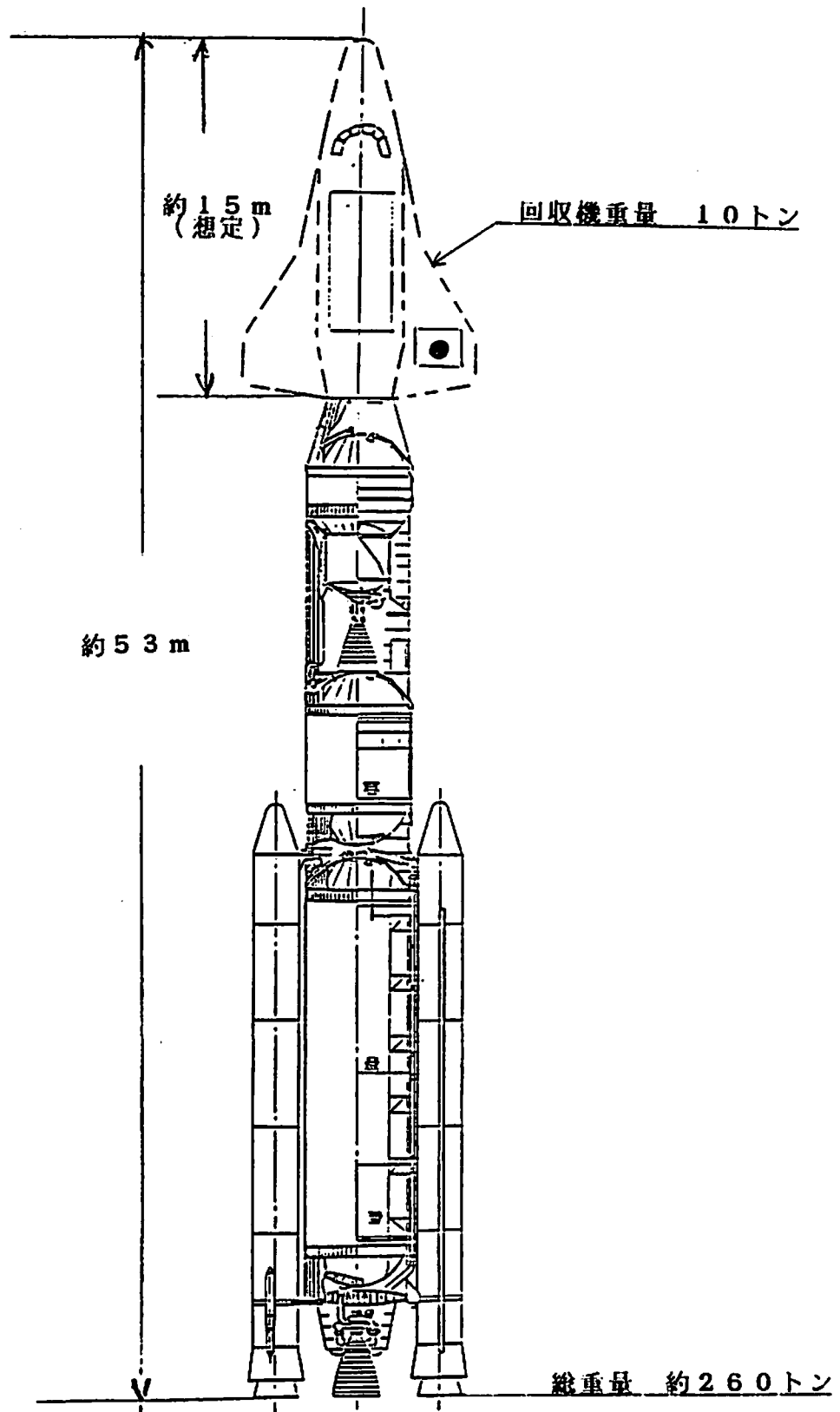


図-3 H-IIロケット基本型

回収機重量 1.5トン
 全長 4.3m
 発射重量 530トン

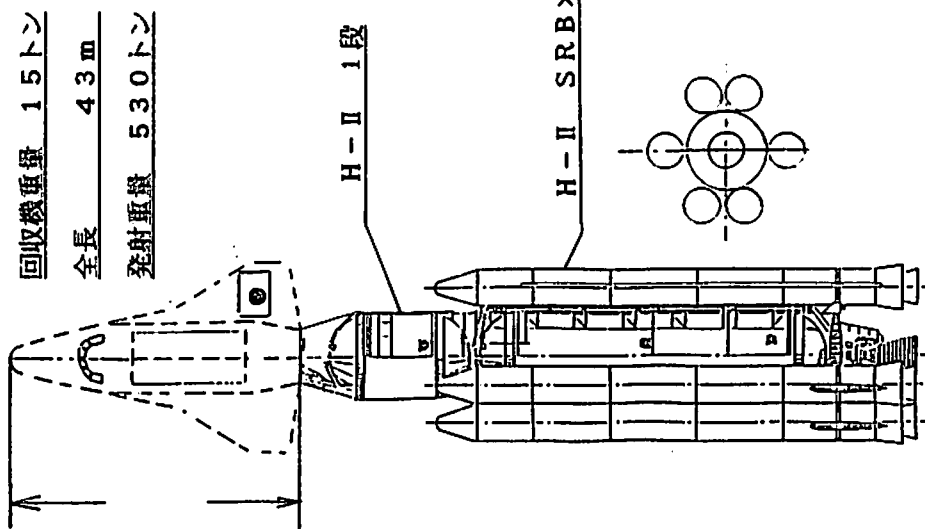


図-5 H-II改Aロケット

回収機重量 1.4トン
 全長 4.3m
 発射重量 460トン

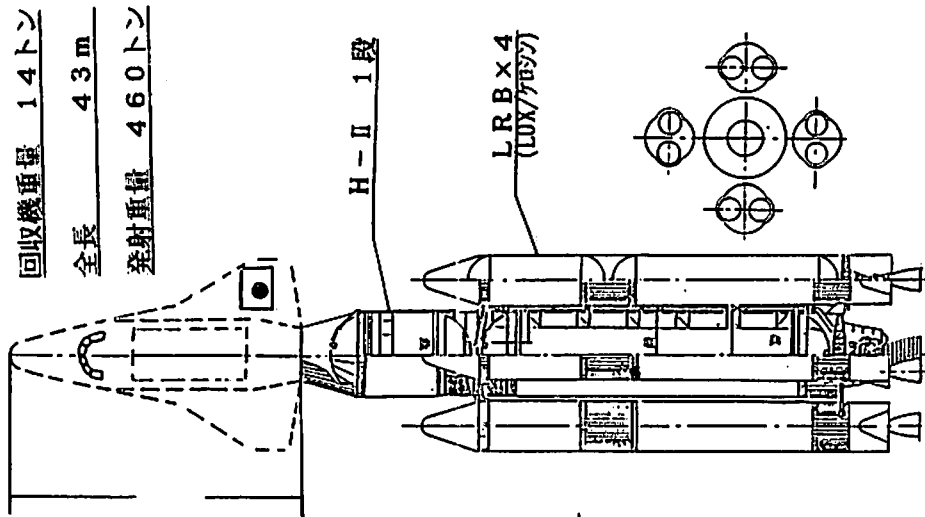


図-6 H-II改Bロケット

回収機重量 2.2トン
 全長 4.3m
 発射重量 450トン

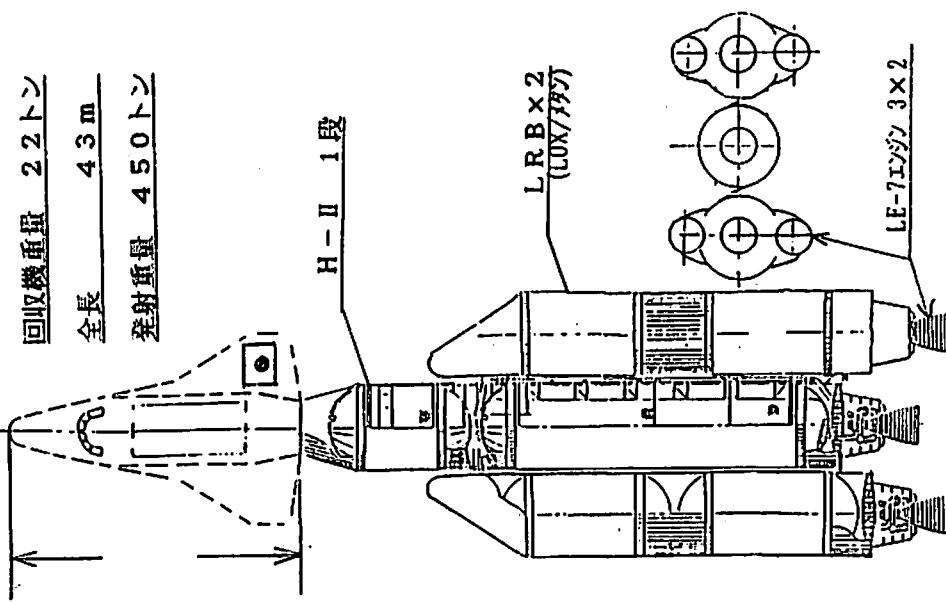


図-7 H-II改Cロケット

アリアンVが出現した場合、打上コストおよび打上能力ともに、我国はH-IIロケットのままだと不利となろう。ここで、H-IIロケットの開発で得られた技術に多少の開発要素を付加するのみで、H-IIロケットがどの程度改善されるかを検討してみた。今回は図-5～図-7に示す1段式の3案のみについての概略検討結果を述べる。なお、H-IIロケット改良案の検討は高塚均氏にお願いしたものであり、後日同氏より詳細な報告がなされる予定である。

a) H-II改Aロケット(図-5)

H-IIロケットの2段を取り外し、SRBを2本から6本に増加する案であり、最も開発要素が少なく、H-IIで実証された1段とSRBのみの利用で成立する。飛行シーケンスはSRB4本を着火してリフトオフし、残りの2本はSRB4本のB.O(Burn Out)前に着火させる、SRB4本はB.Oと同時に分離し、第1段エンジン着火はSRB2本のB.O前に着火する。SRB2本B.O後分離され、1段の燃焼停止時に回収機が軌道に投入される。

H-IIロケットで開発する技術以外に必要な要素として、第1段エンジンの空中着火、最大加速度を3.5G程度にするため第1段エンジンの燃焼後期の推力減少策が必要となる。

また、固体ロケットが増加するため射場の立地条件の見直しが必要となる。

b) H-II改Bロケット(図-6)

現種子島射場の立地条件で打上可能な推進薬量を持った液体補助ロケット(LOX/ケロシン)を採用する案であり、コストを低減させるために、非常にシンプルな方式であるガス圧送方式としている。本方式はTRWが提案している固体ロケットより安価である低コスト型液体ロケットブースタと同様な考えであり、長島隆一氏が現在、検討をされているものを同氏の好意によりここに紹介させていただいたものである。

機体構造、推進システムが非常にシンプルであることと、量産効果により、A案よりもコスト低減が期待できる。なお第1段には、A案と同一の技術課題がある。

c) H-II改Cロケット(図-7)

B案と同様に現種子島射場の立地条件が打上可能なものであり、補助ロケット

に液体ロケット（LOX／メタン）を用いた案であり、現在H-IIロケット用に開発を進めようとしている、LE-7エンジンの大幅な改修なしにLOXとッハイドロカーボンの組合せが成立することを前提としている。今後の基礎研究を十分に実施することによりLOX／ハイドロカーボン推進薬の実用化も可能であろう、また、ここではメタンを仮に使用しているが、最適な推進薬の選定も今後の検討による。なお、同一エンジンをデュアルモード（LOX／HC、LOX／LH₂）で使用することも米国において検討されており、本案の実現の可能性は高いものと考えられる。

上記の技術課題が解決できれば、第1段エンジン、タンク、構造および推進系がH-IIのものを流用でき、開発要素が少ないし、また、機体とエンジンともに量産効果が働きコスト増加は低くすることが可能であろう。

3-3 静止衛星打上への対応

H-II改良型ロケットで静止衛星を打ち上げる場合、1段の上に、液体水素・酸素を用いたOTVを追加し、それによりペリジーキックおよびアポジキックを行えば、H-II改ロケットA型およびB型で4～5トン、C型の場合ならば6～7トン程度の静止衛星が打上可能である。

3-4 打上コストの検討

現在のH-IIロケットのコスト目標と先に伸べた有翼回収機打上ロケットの各案の打上コストの比較を参考として表-1に示す。

コスト見積りに当ってはH-IIロケットの打上コストを参考として、システムの複雑と量産効果を加味して推定したものである。

表-1の打上コストは有翼回収機の運用コストは含めていない。また、誘導システムを含む軽量で高価な電子電気機器は有翼回収機に搭載されるので打上ロケットには搭載しない方式としてある。

表-1 打上げコスト比較

	H-II基本型	H-II改A型	H-II改A型	H-II改A型
回収機重量：W _{PL}	10トン	15トン	14トン	22トン
打上コスト比* C	85%	85%	75%	105%
C/W _{PL}	8.5	5.7	5.4	5.0

* H-IIロケットの打上げ費を100%とした場合

3-5 信頼度

H-IIロケットの現時点での信頼度は60%コンフィデンスレベルで0.91といわれている。有人化を図る場合、信頼度をすくなくとも0.98程度に向上させる必要がある。その場合、アビオニクス系や火工品についてはリダンダント設計によりその時点で対応可能であり、推進システムのようなものは、H-IIロケットの運用によって実証信頼度が向上し、その時点で十分に有人化に応えられるであろう。

特にA案の場合、1段とSRBはすでにH-IIロケットで開発されるもののみであり問題は少ない。また、B案のLRB (Liquid Rocket Boostorr 液体ロケット) は非常にシンプルなシステムであること、C案についてのLRBも、H-IIロケットで実証されるものの改修であり、信頼度向上は達成可能であると考えられる。

4 我が国の宇宙往復輸送システムの動向

過去において、有人有翼の宇宙往復輸送システムを我が国が開発するには技術的にも、費用的にも高すぎて到底無理であるとの先入観が強すぎたが、宇宙開発の確実な進展と、近年大幅に向上してきた航空機分野の技術を組合せることにより、我が国の宇宙予算の範囲でも手の届くところまできている。また、H-IIロケットが完成すれば宇宙基地軌道に約10トンの物体を運搬可能であり、有人活動であれば前項で述べた小型有翼回収機の打上が可能であり、無人・滑空着陸タイプにすれば4～5トンの貨物の輸送が可能となり、ESAで検討を進めているヘルメスと貨物輸送のみでは同等の能力となる。さらにH-IIロケットの改良により15～20トンの回収機の打上が可能となる。近い将来に宇宙空間の商業利用化が進み宇宙工場等が出現し、運用段階ではコスト面から無人化指向を採用せざるを得ないであろう。ただし、運用化までの研究開発段階と運用段階の整備をも全て無人で実行するには、研究開発コストが莫大なものとなり、商業化へつながらなくなるおそれがある。また、それを避けるため要員の輸送手段を全て米国のスペースシャトルに依存することは、1)日本の自主性をそこなう、2)企業機密が保持されない、3)タイムリィな打上が困難、4)コスト高となる、等我が国にとって不利となるし、商業化時代に競争相手が有利になる協力を続けることは考えにくい。このため、早い時期に日本独自の有人輸送手段を確保する必要があると考える。さらに次世代の運搬手段となるであろう航空機並の完全再使用型へ移行する場合、有人・有翼システム開発とH-IIロケットの開発経験を合せれば日本独自でもそれに対応することも可能であり、また国際協力も対等な立場で参加可能となる。

我が国の宇宙往復輸送手段は前項で述べた理由と、宇宙先進国の動向を見ても最終的には有人化が必須であると考えられる。ただし、開発の効率化を考慮すると2段階に分割し、打上ロケットと回収機の信頼度が多少低くても運行できる無人システムとして先行開発し、実証信頼度が向上した時期に有人化する方法が考えられる。この方法は、初期開発費用を低く押えると同時に、全開発費も効率化することが可能な方法でもある。我が国は片道飛行であれが10～20トンの輸送が可能となるため、往復輸送システムとを経済的に使い分ければスペースシャトルよりも輸送コストを割安に

設定することが可能であると考えられる。

表-2 宇宙往復輸送機の比較

	日本	ESA (ヘルメス)	NASA (シャトル)
総重量	10~20トン	16トン	85トン
全長×翼スパン	TBD	15~18×10m	37×24m
搭乗員	TBD	5人	7人
貨物重量	TBD	4.5トン	29トン
TF#1打上時期	TBD	1997年(予定)	1981年
総開発費	約3000億円	約4500億円	約25000億円
打上手段	H-II又はH-II改	アリアン5	シャトル自身

5 あとがき

近い将来に宇宙空間の商業利用化が進み宇宙基地から発展し、宇宙工場が出現し、さらに月面基地、静止プラットフォーム計画等へと移行し、宇宙観光が実現される可能性もあるであろう。これにともない宇宙輸送システムも順次改善され、最終的には、運行の経済性を追求し、航空機並に近い運行形態の実現する時代がくることが考えられる。

今後、我が国が宇宙往復輸送システムについて本格的な検討を開始する場合、近い将来の輸送形態とその需要を予測し、さらに、その先にくるであろう輸送形態もある程度考慮した上で、往復輸送システムを選定し効率的な開発計画を立てる必要がある。

参考文献

- (1) 伊藤哲一、他1名「回収再使用型ロケットの--考案」

推進系シンポジウム 昭和54年12月24日

- (2) 五代富文、他1名「H-IIの概要と利用性予測」

宇宙科学研究所システム計画研究会 昭和60年3月19日

***** I A S A ニュース *****

夏も盛りの7月19日、金曜日の夕、本会の創立パーティが開かれた。芝大門の中
 華レストラン狗不理に、数十名の創立会員が集り、予想以上の盛会であった。
 席上、会誌創刊号が配られた。國山重道世話人代表が本会設立の趣旨を述べ、会員
 の賛同を得て、会は正式に発足した。特別会員の大澤弘之宇宙開発事業団理事長から
 祝辞を賜ったが、その中で、息の長い活動が大切、との助言をいただいた。
 約2時間の歓談の後、竹中幸彦世話人の挨拶で閉会した。今回、日程が繰り上げら
 れたため、連絡が行き違いとなった人々もあった。事務局は不手際を詫言っている。
 9月6日の世話人会において、編集局の組織が決められた。本誌の編集は次の組織
 により行われることとなった。

編集顧問 (若干名)

世話人会——編集人——編集局長——編集局員
 (岩田勉) (長谷川秀夫)

会 員 名 簿 (60.9.15)

- | | | | | | | | | | | | | | | |
|------------|------|-----|-----|------|-----|------|-----|-----|------|-----|-----|-----|-----|------|
| 特別会員 (14名) | 阿部山上 | 文重良 | 蔵道雄 | 石竹寄水 | 禪中水 | 弘彦雄 | 岩田畑 | 隆 淨 | 大澤富田 | 弘之郎 | 戸船川 | 久治謙 | 菅尾井 | 員 佳隆 |
| 一般部 | 阿市川 | 信美 | 蔵郎夫 | 荒井小 | 川池藤 | 誠一三 | 有岩押 | 住田戸 | 飯上小 | 宗山道 | 五十原 | 保敬樹 | 石宇神 | 弘宏和 |
| 一般部 | 小片木 | 代名木 | 文典弘 | 小菊齊 | 柴関武 | 良又 雅 | 岩田戸 | 直勉彦 | 飯上小 | 宗山道 | 五十原 | 保敬樹 | 石宇神 | 弘宏和 |
| 一般部 | 高富中 | 萩深野 | 朝崇英 | 柴関武 | 柴関武 | 良又 雅 | 岩田戸 | 直勉彦 | 飯上小 | 宗山道 | 五十原 | 保敬樹 | 石宇神 | 弘宏和 |
| 一般部 | 高富中 | 萩深野 | 朝崇英 | 柴関武 | 柴関武 | 良又 雅 | 岩田戸 | 直勉彦 | 飯上小 | 宗山道 | 五十原 | 保敬樹 | 石宇神 | 弘宏和 |
| 一般部 | 高富中 | 萩深野 | 朝崇英 | 柴関武 | 柴関武 | 良又 雅 | 岩田戸 | 直勉彦 | 飯上小 | 宗山道 | 五十原 | 保敬樹 | 石宇神 | 弘宏和 |

入会案内

本会に入会を希望する方は申し込み書に記入して、世話人に送付して下さい。
 年会費：3000円 (1985年6月～1986年5月)
 会誌 無料 (非会員は一冊 1000円)
 なお、会費は主として会誌発行にあてる。

入会申し込み書				
宇宙先端活動研究会世話人代表殿			1985年 月 日	
氏名	印	生年	19 年	男 女
郵便番号	住所			
勤務先	電話			

送付先：〒105 東京都港区浜松町2丁目4番1号
 世界貿易センタービル内郵便局私書箱第165号
 宇宙先端活動研究会 世話人 菊池 博 宛

会誌編集方針

1. 『宇宙先端』は宇宙先端活動研究会の会誌で、年6回発行される。
2. 論文の内容は、全て著者の責任とする。
3. 投稿資格：原則として本会会員に限る。
4. 原稿送付：投稿する会員は、A4版横書(38×29)で、そのまま版下となるような原稿及びコピー1部を、東京都港区浜松町2丁目4番1号、世界貿易センタービル内郵便局私書箱第165号、宇宙先端活動研究会世話人兼編集人 岩田勉宛送付する。原稿は返却しない。
5. 論文は未発表の原著論文に限る。ただし、他に発表したものの要約、解説等は歓迎する。掲載論文に対する質疑、意見、提案等、誌上討論は大いに歓迎する。
6. A4で20ページを超えるものは掲載しないことがある。宣伝、中傷その他本会の趣旨から極端に外れる投稿は掲載できない。編集人は会誌の整合のため、著者に改稿を求めることがある。

編集後記

今朝も通勤電車の中でぼんやりしていたら、突然「ゴッホ展」のポスターが目に入った。よく見ると写真であるにも拘らず、ゴッホの絵筆の勢いが生の苦悩と激しさを伝え、頭がしびれそうになった。朝から息苦しくなるのはごめんだから目をそらせたが、このどうにもならない勢い、エネルギーこそが芸術家を表現へとかりたてるのであろうか。浜松町の駅へ着くと、肌寒さに驚きつい昨日までの酷暑が、あの暑さそのものが思い出せない。人の記憶はあてにならないと思いながらも、あの暑さそのものを表現出来たら——時間と空間を越え瞬時に表現出来たら「私もゴッホだな」と独り言を言いながらエレベーターに乗った。

さて、『宇宙先端』も芸術の秋、食欲の秋とともにやっと第3号までこぎつけた。収穫の秋である。やっぱり、技術者といえども表現に対するエネルギーはある。しかし、技術者はゴッホの絵のように瞬時に<言いたいこと>を雄弁に表現する訳にはいかない。文章という媒体により細々と書き続けなければならない。媒体こそ違おうが、中身の自由さ、世界の広さは芸術家のそれと大差ない。ただ大切なのは、中身の如何を問わず個人の意志や意見を発表する<場>として『宇宙先端』を提供し、提供し続けることであり、また、書き手は個人の責任において叩かれ、叩かれ成長しなければならないということであろう。読み手はそれを愉しめばよい。無責任と紙一重まで自由に追ってみたいものである。案外、実りはそういう処にあると思われる。(長)

宇宙先端	第1巻 第3号	頒価1000円
昭和60年9月15日発行		編集人 岩田勉
発行 宇宙先端活動研究会		
東京都港区浜松町	世界貿易センタービル内郵便局私書箱第165号	

無断複写、転載を禁ずる。