

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. 4 NOV. 1985

**IN THIS ISSUE,**

EXPLOITATION OF MOON .....	T. IWATA .....	97
LOW COST BOOSTER .....	R. NAGASHIMA .....	107
MARKETING IN SPACE .....	Y. NAKAI .....	137

# 宇宙先端

宇宙先端活動研究会誌

## 編集局

東京都港区浜松町 2-4-1  
世界貿易センタービル内郵便局私書箱165号

## 編集人

岩田 勉 TEL 0298-51-2271 EX 341

## 編集局長

長谷川 秀夫 TEL 03-435-6280

## 編集顧問

久保園 晃	宇宙開発事業団調査国際部長
長友 信人	宇宙科学研究所教授
中山 勝矢	電子技術総合研究所極限技術部長
土屋 清	千葉大学工学部教授
山中 龍夫	航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ総合研究官

宇宙先端活動研究会

## 世話人代表

園山 重道

## 世話人

石澤 禎弘	岩田 勉	宇田 宏	菊池 博
五代 富文	竹中 幸彦	樋口 清司	森本 盛

## 目 次

1. 月の開発(下)	97
2. Low Cost Booster構想	107
3. マーケティングから見た宇宙開発	137

### (次号予告)

1. 会長年頭言
2. 先端技術のトリガーとしての宇宙開発について
3. 宇宙可否発の部品
4. 宇宙の利用について

## 月の開発 (下)

岩田 勉

### 1. 月の経済的価値

月は死の世界である。真空の底に溶岩の粉末が厚く堆積しているだけの風景を想像すると、まさに不毛の極限としか言いようがない。これを開発するなど考えることは、狂気と言わないまでも、まず虚言と受けとることが常識であろう。月などを開発する前に開発すべきものは、いくらでもあろう。

では、他に開発すべきものを挙げてみよう。都市、農地、森林、工業地域、医療、住宅、通信、交通、教育、商業、科学、軍備、気象、海洋、極地、砂漠。いずれも地球上のなにかを変化させることである。地球は、急激な開発には耐えられない。開発は緩やかになされるしかない。一方、人口の増大とそれを上回る人類の活動量の増大は、開発領域の急速な拡大を必要としている。各個人の活動を強力に抑制するか、あるいは、地球の外、すなわち、宇宙空間を開発領域とするしかない。しかし、宇宙空間は真空である。物質がない。質量を地球から運びあげていたのでは、宇宙の開発は特殊で限定されたものとならざるを得ない。

地球の外側で地球に最も近い巨大な物質の塊、月、が開発されることは、次の世紀を見通した場合、ほとんど確実と予想すべきであろう。

現在進められている宇宙基地計画の自然な延長として、月面基地が来世紀の始めに実現するであろうが、その直後ぐらいから、月は突然の如く経済的価値を持つようになる。このことは必ずしも、月で生産される財、サービスが、月—地球間の輸送コストを大きく上回る経済的価値を生み出すからではない。実際、輸送コストは現在の技術によるものよりは、相当下がるであろうが、それでも月面からの大量の輸出を可能にする程にはならないであろう。来世紀前半における月の経済的価値は、地球に持ち帰る製品の価値ではなく、発展の拠点としての価値であり、後に述べるように月で生産される製品が、そこでの拡大再生産のために投入されることによって生じる価値で

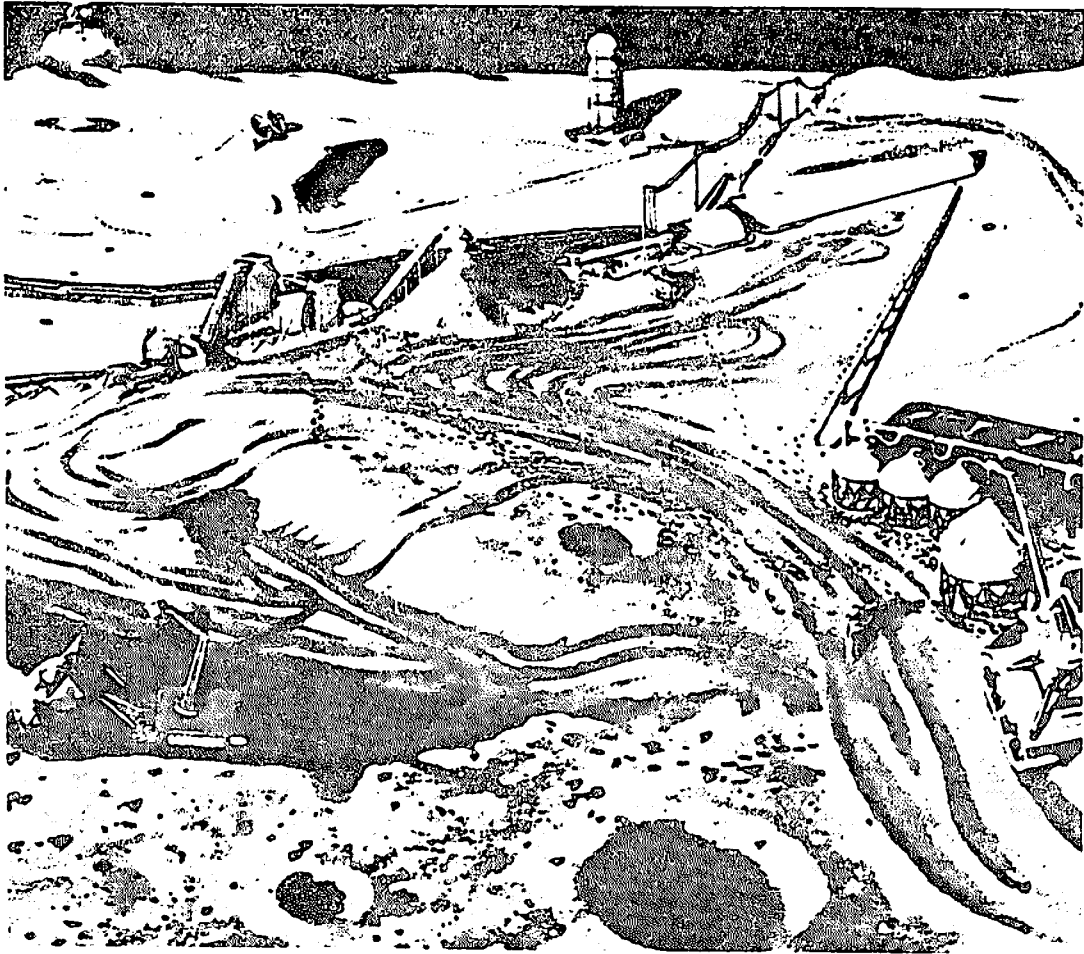


図 1. 1983年モデル NASA

ある。月の岩石から精錬される初期の製品は、地球までの輸送コストが必要なために価値が減るのではなく、地球からの輸送コストが不要であるために価値が高まるのである。これら初期の生産物は月開発の貴重な種である。種は最初の数少なく、その繁殖力が強い程、価値が高い。経済的価値の拡大再生産、あるいは自己増殖のシステムがある条件を満たした場合、月面に経済が出現し急速に発展を開始する。

## 2. 月の自己増殖系

月に設置する設備と人間の集合、あるいは無人の自動機械の集合が自己増殖の能力を持ったとき、真の意味で月の開発が始まる。勿論、自己増殖すればどんなシステムでも良いということではない。地球上では、自己増殖系はまず有害無益なものが大部分である。火事などはその代表である。伝染病も有害な自己増殖系であろう。人類こそ有害増殖システムの典型である、という諧謔的見方もあろう。

しかし月の上では、むしろ逆に大部分の自己増殖系は有益である。真空と火成岩がどう改変されようとも、利用価値が元より下がることは考えにくいからである。月の表面は、自己増殖系にとって、いわば栄養がほとんどない。したがって、とにかく自己増殖系を作ること、の価値は高い。最初の系の生産物を栄養として第二の系が増殖しうる。さらにそれら生産物を栄養とする第三の系が成り立つ。このように月の上に生態系を作ることが可能となる。

さて、実際、自己増殖系を設計することは容易ではない。生物が自己増殖系の唯一かつ完璧なモデルである。しかし生物のような核酸-蛋白質系は、水が液体の形で存在する惑星、すなわち地球にしか存在できない。生物以外で、どのような自己増殖系を設計できるのか。月には水も炭素もなく、鉱物だけの世界である。有機物特有の共有結合による低エネルギー変換を用いる分子機構は増殖しえない。無機物の操作に通常用いられる高温熱処理、弗化水素処理等を組み合わせたシステムが、現在、考えられる自己増殖系の設計であろう。このような系は生物に比べるとまったくスマートさに欠ける。細胞にあたる単位の大きさが巨大なものとなる。多分、人間による監視、遠隔操作あるいは高価な出張修理が必要となろう。

しかし、失望することはない。自然発生による生物よりも人工的な設計のほうが有利な点も多いからである。例えば、電波による集中制御、汎用ロボットによる各増殖系の初期組立調整、点検、修理等、生物系では不可能な機能を人工的に持たせることが可能である。我々の工学的知識がもう少し高まれば、効率よく、これらの機械生態系を設計することができるようになるだろう。

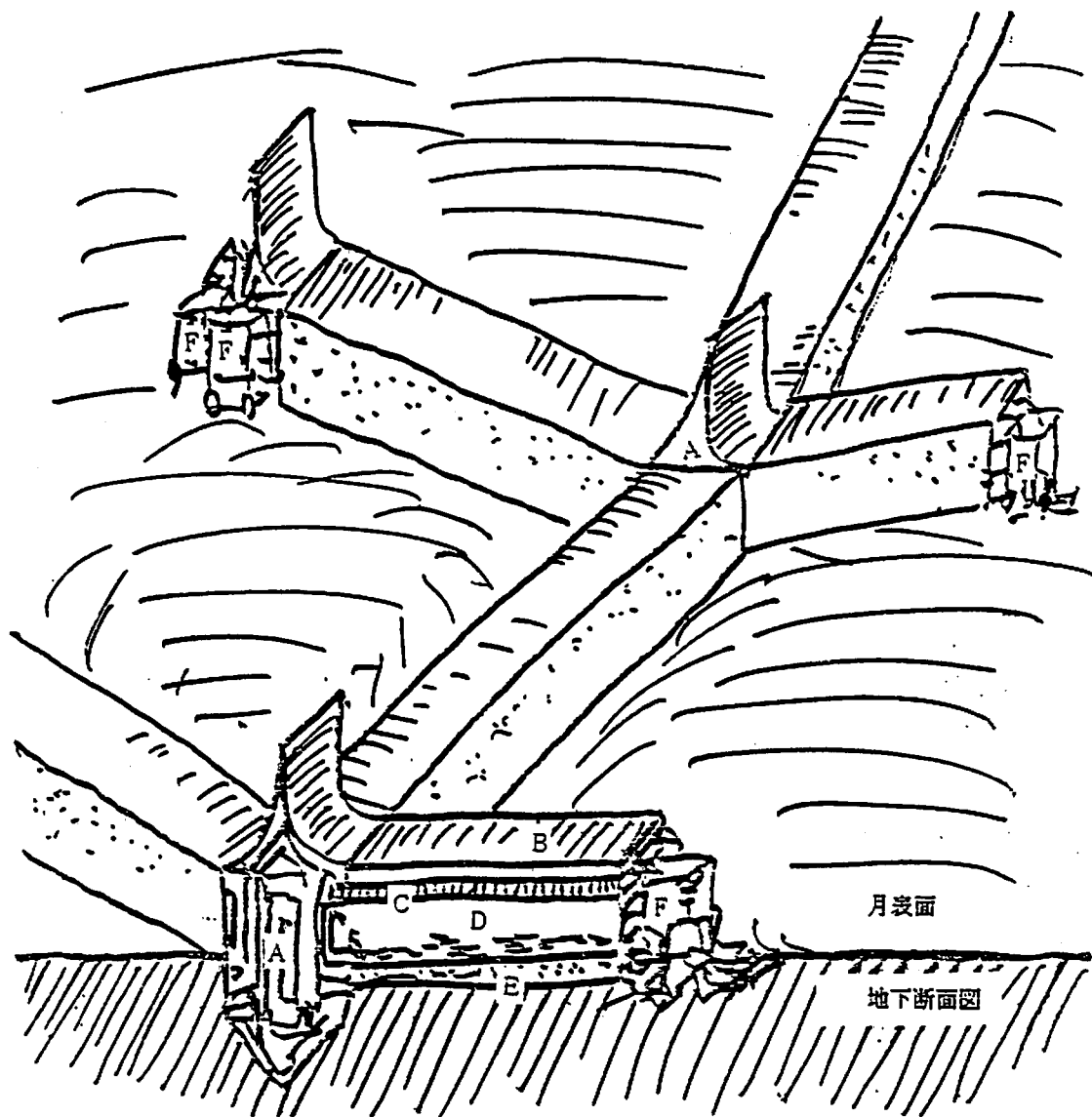
我々が無機物を成分とする自己増殖系を開発できたとき、これは月の開発の出発点

となるばかりでなく、農業の発明と同様に人類の歴史の転換点となるであろう。この増殖系は月、火星、金星その他の天体の上で増殖できることが明らかである。勿論、地球の上でもできる。我々は月の上で自己増殖系について十分な実験をおこない、取り扱いになれたところで、地球での利用を開始するであろう。しかしその頃には、月、火星、金星、木星の衛星等を第二の地球環境に変えているかも知れない。そうであれば、敢えて地球に自己増殖系を導入して開発をする必要はないかも知れない。

### 3. 1985年モデル

では、具体的にどのようなシステムを以て、月面の自己増殖系というのか、具体例をあげよ、という質問が出るであろう。難しい質問である。と言うより、筆者に不利な質問である。1985年現在、これに答えることは、ほとんど100%誤りをおかすことを意味する。数年を経ずして、物笑いの種となる。このように複雑なシステムは、多数の専門家による数年の検討を経て、始めて、基本的な理解が得られるものである。そして、それさえも、基礎研究が進むにつれて、大きく修正されていく。まして現在、組織的な研究が始まったばかりのロボット技術の将来を見越して想像されるシステムが、いかなる形態を呈するものかは、まったく空想の域を出ない。現在、思いつきで、青写真を描くことにどれ程の意味があるか。却って、筆者の論旨を誤解されるばかりであるかも知れない。

心ある読者は、ここに描いた図について目をつぶって欲しい。筆者は冗談に、戯画をなす誘惑に勝てなかつただけのことである。1985年の工学の水準、というより筆者の知識水準によれば、月面の自己増殖系はこのようなものしか想像できない。



- A 熱化学処理装置    B 太陽電池層    C 熱電力通信伝達層  
 D 部品材料輸送トンネル兼倉庫兼通路    E 鋇石輸送コンベヤ  
 F 採鋇／組立ロボット

図 2. 1985年モデル



まず、太陽光の集中装置があるであろう。そのエネルギーを用いる炉があるであろう。選鉱、加工、成形、貯蔵、冷却、貯熱、採鉱、輸送の各機能を持つ装置がうまく並ぶであろう。その大きさは、恐らく、熱効率によってきまるであろうが、地球上の工場とあまりちがわないであろう。

このシステムは、自動工場的一种である。そこで作られた製品が別の場所で、自動的に組み立てられ、同一のシステムとならなければならない。そのためには、組立の機能とともに自身の設計図を持っていなければならない。最初の組立を親システムが行い、後は、子システムが、自己拡張あるいは、成長を行う機能を持ってよい。

現在、このような機械の話は、かつての時代の永久機関のように、夢想の産物でしかないように聞こえる。何か、根本的に不可能な点があるのではないであろうか。

この疑問は、今日、生命工学、あるいはロボット工学に対してなされる疑問に似ている。すなわち、人間は、人造の人間、又は生命をつくれるのか、という問題である。

自己増殖系の可能性は、この問題を最も、一般化したものである。人が自己増殖系をつくれなければ、生命も、人造人間もつukれないこととなる。月の上の自己増殖工場は、コンピューターシミュレーションのように簡単ではないが、自己増殖する機械としては、難しい方ではないであろう。問題は、自己増殖機能を持つ機械が、我々が今までに設計したどんな機械よりも数段複雑にならざるを得ないであろうことである。しかし、それゆえに、自己増殖系が不可能ということではない。自動化、あるいは自律化は、機械技術の発展にしたがって徐々に進んでくる。その極限として自己増殖機械は、いつのまにか、実現してしまうであろう。実際に機械が空を飛ぶまで、人々は飛行機の出現を信じなかったのである。

では、我々の技術が現在よりも数段進歩しなければ、月の上の自己増殖工場は、実現しないのであろうか。厳密な意味での自己増殖系について言えば、その通りである。しかし、実際は、人がほんの少し介入すれば、ほぼ全自動の工場を増殖させることが、格段に容易となる。人が植物を栽培する、あるいは家畜を飼育することと同様に、人手の介入によって、機械系の増殖能率が、大きく向上することとなろう。初期の段階では、現場での人による点検、調整が必要であろうが、後には遠隔操作による運転に移行することとなろう。

現在、地球上で建設されている最新鋭の自動化工場を、さらに自動化して最小限の

人員とともに月面へ送ったものが、言わば、第0世代の自己増殖系であろう。そしてこれらの人員をロボットでおきかえたものが、第1世代の自己増殖系というべきであろう。ここまでは今世紀の技術の集大成によってなすことができる。ここに描いた、言わば、1985年知識水準のモデル、すなわち、1985年モデルは、これを想像した図である。

21世紀の物質科学を基礎とする第2世代の自己増殖系の形態は、第1世代のものと全く異なり、生物にずっと近いものとなるであろう。この頃になれば、人間を含めて生物が月に移住するための物質的基盤は、すっかり整うこととなる。

#### 4. 第2世代モデル

自己増殖系について、今日、多くを語ることでさえ笑止の感を禁じ得ない。まして21世紀中頃までは、在りえないであろう第2世代の機械生物について論ずることは、さすがの筆者でも霞をつかむ思いがする。にもかかわらず、ここに述べるのは、月の開発を考えると、ここまでの超長期の予想が近い将来、真剣に論じられることを願うからである。いまから十年後、宇宙基地が実現する頃に、月に機械生物を栽培する計画が、冗談ではなくなるときが来るであろう。月の開発は、そこまで考えた上で計画されるであろうし、そうでなくてはならない。

月面において、第2世代の自己増殖系を考えることが重要な理由は、これが第1世代の生産物を土台として発展するものであるからである。第1世代の自己増殖系が出現する意義、さらにはこれを出現させるために20世紀に宇宙開発がなされる意義を、後世の歴史家は、ここに言うところの第2世代自己増殖系、機械生物を生み出すところにあると、位置づけるであろう。

さて、第2世代の自己増殖系が能力の高いものとなるためには、いくつかの条件が必要である。

第一に、第1世代のように、エネルギー集約的でないこと、すなわち月面の常温の範囲内で増殖できること、熱分解のような高温反応を用いないことである。黒表面を高熱源、白表面を低熱源とする動力機構、あるいは金属の酸化を動力とする機構などが分子構造として設計されることとなろう。これらの材料及び燃料は第1世代の生

産物に依存する。

第二に、流体を必要としないこと。その代わりに恐らく、粉末、あるいは固体微粒子を多用することとなろう。物質の移動には重力あるいは、電磁力が使われると思われる。

第三に、人を含む生物に必要な物質を蓄積、保存すること。例えば、水素、炭素、窒素等を、収集し、蓄積保存する。

その他、今は思いつかない重要な条件があるであろう。

第2世代がこれらの条件を満たしやすいように、第1世代の生産がなされなくてはならない。第1世代の計画が全く近視眼的に、その場、その場の目的の手段としてのみなされるとすれば、第2世代の発展をかえって、阻害してしまうことがありうる。逆に、第1世代の生産物が第2世代に使われることを考えて、作られてあれば、第2世代の能力は相当に高くなる。

具体的には、第1世代は、珪酸塩、金属酸化物等の熱分解、溶解、気相、液相処理、輸送等、第2世代に不適な処理を早い時期に実行し、還元物質、酸素、金属、微粒子、ロケット燃料、濃縮水、炭酸等を貯えておくことが重要である。また、発電設備、集熱設備、高温炉、生物居住施設等、大規模施設を多く整えておくことも大事な役割であろう。

第2世代の自己増殖系を実現することによって、月は農場となる。そこでは適切に設計された機能を持つ無機質の植物、あるいは動物を能率よく増殖させることができる。多くの研究所が建てられ、無機質、有機質の様々な自己増殖系、すなわち人工生物が開発されるであろう。このことは、地球の社会の維持発展に大きく貢献する。経済面においても決定的な影響を与えるであろう。その時代、人工生物は最も付加価値の高い商品である可能性が高いからである。21世紀のある時点で、月の総生産が地球のどの国のGNPよりも大きくなる時が来るであろう。

現在、この話は空想に過ぎない。宇宙開発の発展、あるいはロボット技術、物質科学の発展により、五年後、あるいは十年後に、この話が多くの人々によって繰り返されるようになったとき、空想は現実となる。



図 3. 地球を耕す人 紀元前15世紀

### 5. 掌中の珠

天上の月を貪りみて、掌中の珠を失う。21世紀を空想するのも悪くはないが、手が届くものから始めなければならない。日々の生活を楽しみ、豊かにすることを考えるべきである。それが積み重なって、いつのまにか我々は、月を耕していることとなる。農耕を始めたとき、メソポタミアの人々は、地球の開発を始めたつもりはなかったにちがいない。今、通信衛星を打ち上げている我々も、月を開発しているなどと思ってもいい。しかし、結果として、人類あるいは地球の将来を耕しているのかも知れない。

仰ぎ見れば、月は遠い。もう一度眺めれば、近いようにも見える。

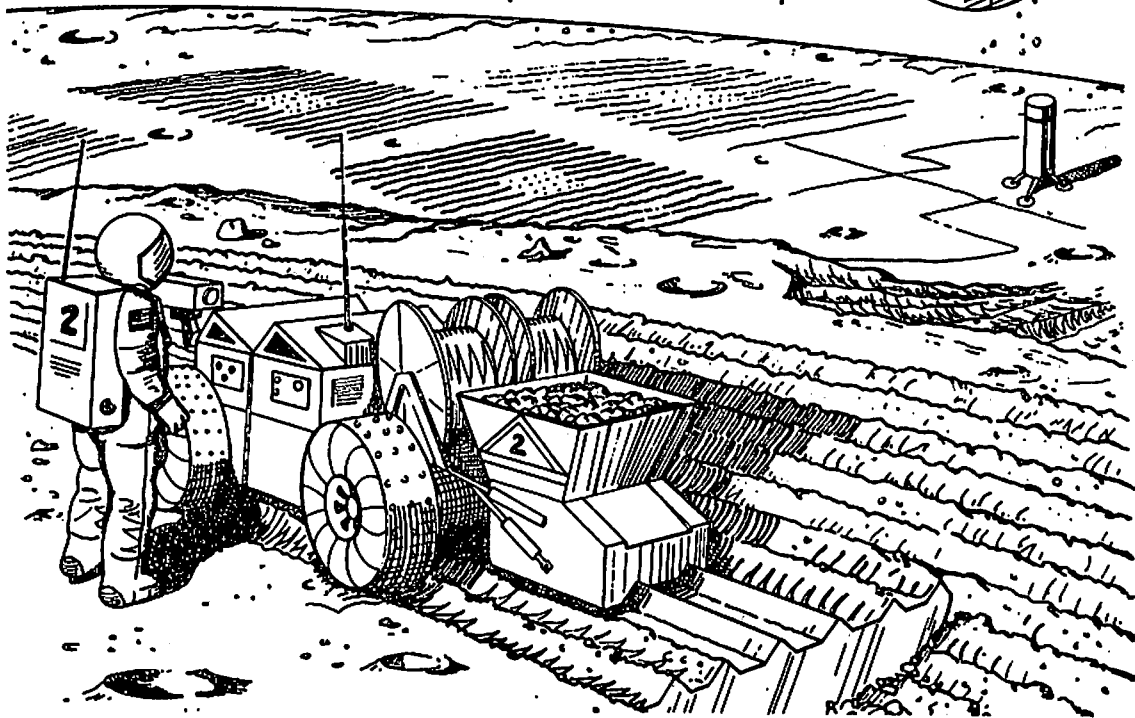


図 4. 月を耕す人 21世紀

(著者は、昭和21年生で宇宙開発事業団においてシステム技術開発に従事している)

参考文献

1. 岩田 勉 “月の開発(上)” 宇宙先端, vol.1 no.2, 1985
2. 岩田 勉 “限界の成長のために” 宇宙先端, vol.1 no.1, 1985
3. CRISWELL, D.R., “CIS-LUNAR INDUSTRIALIZATION AND HIGHER HUMAN OPTIONS”  
SPACE SOLAR POWER REVIEW, vol.5 no.1, 1985

# Low Cost Booster構想

## —H—IIロケットのサービス向上の一試案—

長島 隆一・高塚 均・今野 彰

### 1. まえがき

H—IIロケットは、静止トランスファ軌道へ約3.8ton（静止衛星重量換算約2ton）また近地点高度200km，遠地点高度500kmのトランスファ軌道へ有翼回収機 約10tonを打上げる能力をもつ大型ロケットである。この概要図を図1—1に示す。

このロケットは、単に性能面でなく、コスト的にも安価で、運用面についても心配りのいきとどいたものになることを目標としている。これは、一事でいうと、これまでのロケットと大きく違い、他国との国際競争にも充分対応可能なサービスを有するロケットといえるものである。

だが、サービスの世界は厳しいものである。現状に安住していたら、これ以上のサービスを提供するロケットに追い越されてしまうであろう。常にサービスの向上を図らねばならないのが商売の世界の宿命といえる。

例えば、H—IIロケットのテスト・フライト1号機は、1992年（昭和67年）に打上げられる予定であるが、それから約2年後の1994年には、低軌道に約15tonの打上げ能力（H—IIロケットの能力の約50%増）をもつアリアンVのテスト・フライトを打上げようとする計画がヨーロッパで立案されている。

サービス向上のための方策は種々あるが、その一つとして、H—IIロケットを改良して、ペイロード能力を増加させ、Kg当りのコストの低減を図ることを、柴藤氏<sup>(1)</sup>が既に試案として述べている。そのなかの一<sup>の</sup>案として示されたが、短期間に低コストで開発可能な、推進薬の組合せとしてLOX/ケロシンを用いたガス圧送方式の

- ・ 打上げ能力 {
  - ・ 静止トランスファ軌道 約 3.8 ton
  - ・ 低軌道(200~500Km) 約 10 ton
- ・ H-II ロケット全備重量 約255 ton

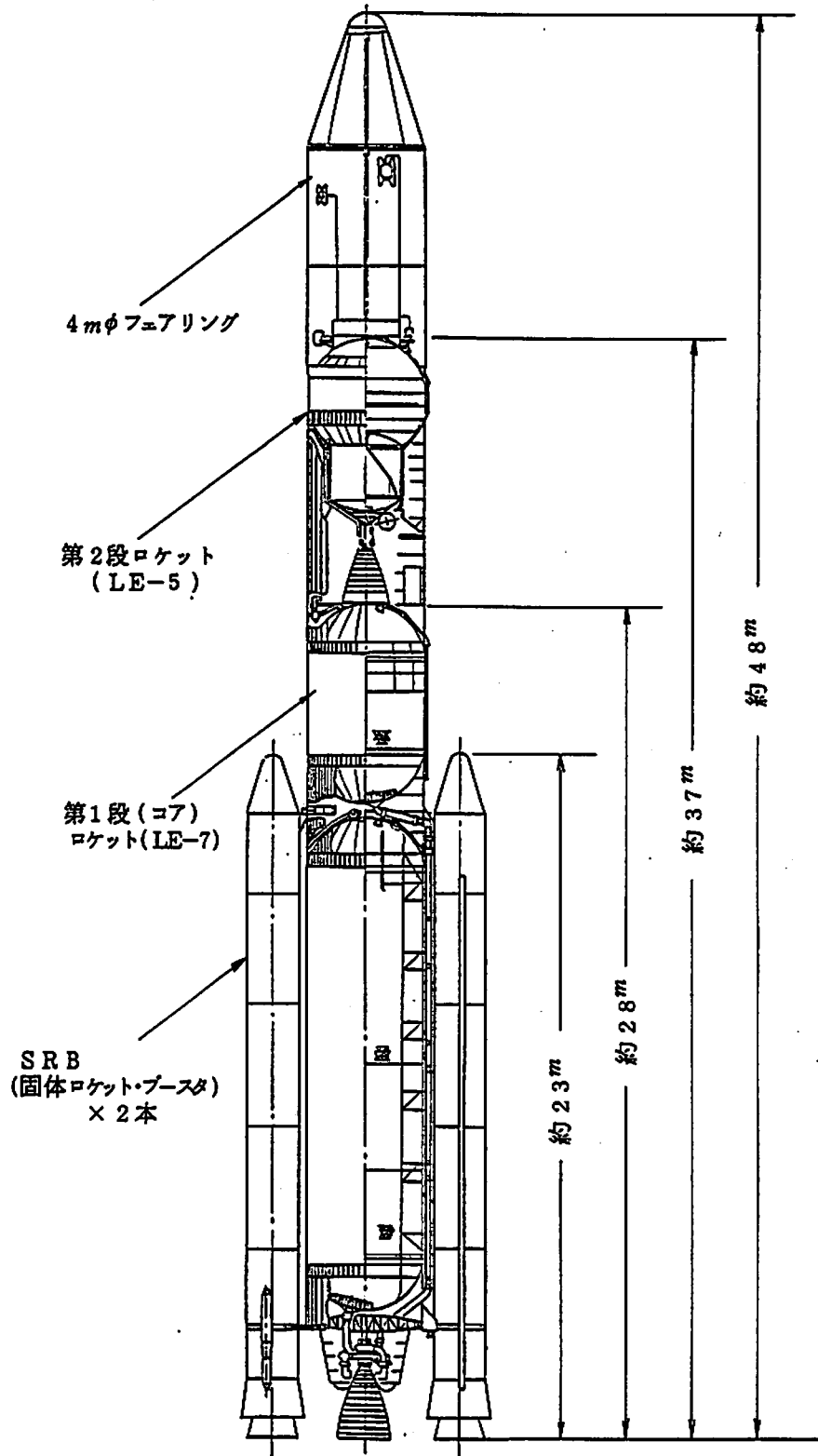


図1-1 H-II ロケット概要図

Low Cost Booster (以下「LCB」という)である。この構想は、我々が以前からアイデアを出し合い、楽しみながら検討を進めてきたものであり、その概略内容をここに紹介する。

また、このLCBの応用の一例として小型ロケットとして用いる案も紹介する。

なお、柴藤氏のレポートのなかで、200～500kmのトランスファ軌道上へのペイロード能力が、LCBを用いた場合には約14tonとあるが、TNT換算率に対する我々の思い違いがあり、3.1項に後述するような修正を要するので留意していただきたい。

## 2. LCBの設計原理

LCBの構想は、もともとは、H-IIロケットのサービス向上を目的として考え出されたものではなく、我国のロケットによる輸送システムを商業ベースに乗せるためには、従来のロケットの設計原理と異なる発想が必要であると考えたことが出発点になっている。

### 2.1 従来のロケットの設計原理

従来のロケットの主とする設計原理は、「最小のロケット重量で、性能(ペイロード重量)を最大にする」というものである。

これを達成する推進系としては、比推力が高く、構造効率の良いものが要求される。

これは、必然的にシステムの複雑さを招くことになり、当然のことながらこのシステムは、多くのクリティカルなコンポーネントあるいはインタフェースを持つようになる。それに、優秀なエンジニアも多数育成する必要も生じ、信頼性・品質管理も厳しいものになる。これらは、すべてコスト・アップに通じる。勿論、開発・製造コストのみでなく射場運用コストも上昇する。



また、性能を至上とするため、システムは余裕をもっていない。このため、性能向上を要求されたとき、簡単に対処できず多大な改良のためのコストを要することになる

## 2. 2 LCBの設計原理

LCBの主とする設計原理は、コストを最優先することである。

コスト優先のロケットを達成するための方法として、次のことが考えられる。

- (1) 比推力・構造効率を重視するより、システムの簡略化に力を注いだ使い捨てロケットとする。当然、このままでは性能は低下してしまうので、これを推進薬重量を可能な限り増すことで補う。
- (2) 開発コストを低減するために、我国が得手の技術・手の内にある技術を極力利用する。
- (3) コストを安くする別の方法として、スペース・シャトルに代表される「再使用ロケット」を採用する方法がある。これは、開発コスト及び1機当りの製造コストは高いが、多数回使用することでコスト低減を図る方法である。  
しかし、この方法は、高度な技術が必要である。また、スペース・シャトル並みに我国がロケットを打上げることは当分の間ありえないと想定すると、上段の有翼回収機は別として、下段ロケットは当面使い捨てにし、それも極力低コストにするのが得策であると判断する。

なお、以上の方法により作られたロケットは、システムの的に余裕があるため、性能向上の要求が更にあった場合には簡単に応じられるであろう。

### 3. LCBのシステム検討

LCBの設計原理に基づき、次のプロセスによって、システムの検討を行なった。

#### 3.1 推進薬の選定

搭載する推進薬重量を極力増す必要があるが、次の条件から搭載量は制限されるため、推進薬の選定は大切なものになる。

- (1) 種子島のような射場で打上げる場合には保安距離（現在約2.9 km）が大きく確保できないため、重大な問題となってくる推進薬のTNT換算率
- (2) 燃焼ガスにより生じる公害問題
- (3) 推進薬コスト

我国が既に取り扱ったことがある推進薬のTNT換算率を表3-1に示す。

なお、LOX/ケロシン（炭化水素系燃料）の換算率については、思い違いが従来あり、推進薬重量に関係なく20%と想定していた。しかし調査の結果、推進薬重量が500,000 lbs（227 ton）を越えた分については10%で良いということが明らかになった。この結果LOX/ケロシンの推進薬重量は飛躍的に増すことになった。

結論的には、次に示す理由によりLOX/ケロシンが第一候補となった。

- (1) 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をつくることが可能である。また、推進薬が自己着火性であるため、エンジン・システムもシンプルになる。しかし、燃焼ガス

推進薬の種類	TNT換算率
NTO / ヒドラジン系	10%
LOX / ケロシン (炭化水素)	500,000 Lbs (227 ton) までは 20%, それを超えた分は10%
固体推進薬	50%
LOX / LH <sub>2</sub>	60%

計算例 LOX / ケロシン; 400 ton の場合

$$\begin{aligned} \text{TNT換算量 } W_{\text{TNT}} &= 227 \times 0.2 + (400 - 227) \times 0.1 \\ &= 62.7 \text{ ton} \end{aligned}$$

表 3 - 1 我国が取り扱ったことのある推進薬  
の TNT 換算率

内に窒素酸化物や硝酸化合物が多く、公害問題化する可能性があるので、上段ロケットは別にして、下段ロケットには我国の場合使用は困難と考える。また、推進薬コストも LOX / ケロシンに比べて高いものになる。

(2) 固体推進薬は、比推力等の性能は LOX / ケロシンと大差ないが、換算率 50% と高いため、全推進薬重量は少ないものとなる。それに、スペース・シャトルの例では、SRB (固体ロケット・ブースタ) の燃焼ガス内に含まれている塩酸などが雨となり、草木が枯れるという問題を起していると聞いている。また、推進薬のコストも LOX / ケロシンに比べて相当高価なものになっている。

(3) LOX / LH<sub>2</sub> は、極めて高性能であり、公害問題もないが、換算率が 60% と高いため、搭載推進薬重量は少ないものになる。また、低密度である

ので、ロケット形状が大になり過ぎてしまう。更に、3.2項に示すように、推進薬供給方式として、シンプルなガス圧送方式を選定したいが、この方式はLOX/LH<sub>2</sub>を使ったブースタでは実現が困難である。

- (4) LOX/ケロシンは、推進薬として安価であり、平均比重も水並みの約1となり、タンク容量も比較的小さいものになる。また、TNT換算率もNTO/ヒドラジン系の次に低いため、LCBに最も適した推進薬の組み合わせと判断した。また、1回の打上げでの使用ケロシン量は、ジャンボ機1機分の搭載量にほぼ相当する程度である。

なお、ケロシン（比重約0.8）の代わりに、高密度炭化水素（比重約1）を用いることは、LCBシステムの場合比較的容易である。これにより、燃料コストは増加するが、燃料タンク系の構造重量は約20%軽減される。

LCBの検討が更に進んだ段階で、ケロシンと高密度炭化水素とのトレード・オフを行なうことは意味があると考ええる。

### 3.2 推進薬供給方式の検討

LOX/ケロシンの推進薬供給方式としては、次の2種類が通常考えられる。

- (1) ガス圧送方式  $\longrightarrow$  性能は良くないが、シンプル/安価  
(2) ターボ・ポンプ供給方式  $\rightarrow$  性能は高いが、複雑/高価

LCBの設計原理に基づき、ガス圧送方式を選定する。この方法を採用するにあたり、特に留意して検討すべき点は次の2点である。

- (1) 加圧ガス供給システム
- (2) 推進薬タンク圧力すなわちエンジンの燃焼圧力

### 3. 2. 1 加圧ガス供給システム

LCBの構造効率は、推進薬をエンジンに供給するための加圧ガス供給システムの重量に大いに依存する。LOX/ケロシンの組み合わせに向く加圧ガス供給システムの事例を図3-1及び図3-2に示す。図中のシステムの概要を以下に述べる。

#### (1) ヘリウム(He)ガス方式

##### (イ) 単純なHeガス方式

このシステムは、最もシンプルかつ一般的なものであり、従来からガス圧送方式の上段ロケットに用いられてきた。構造効率の点では以下のものより劣る。

##### (ロ) Heガス加熱方式

ガスを貯蔵する気蓄器重量の軽減の一策として、気蓄器をLOXタンク内にいれ、ガス充填効率を上げる。そして、冷却されたガスをエンジンの燃焼ガスで加熱した後、推進薬タンク内に送り込む方式である。

## (2) ヒドラジン ( $N_2H_4$ ) 分解ガス方式

燃料タンク側の加圧ガスとして、ヒドラジンを触媒で分解し、そのガスを用いる方式である。LOX側の加圧ガス供給方式としては、次の2つが考えられる。

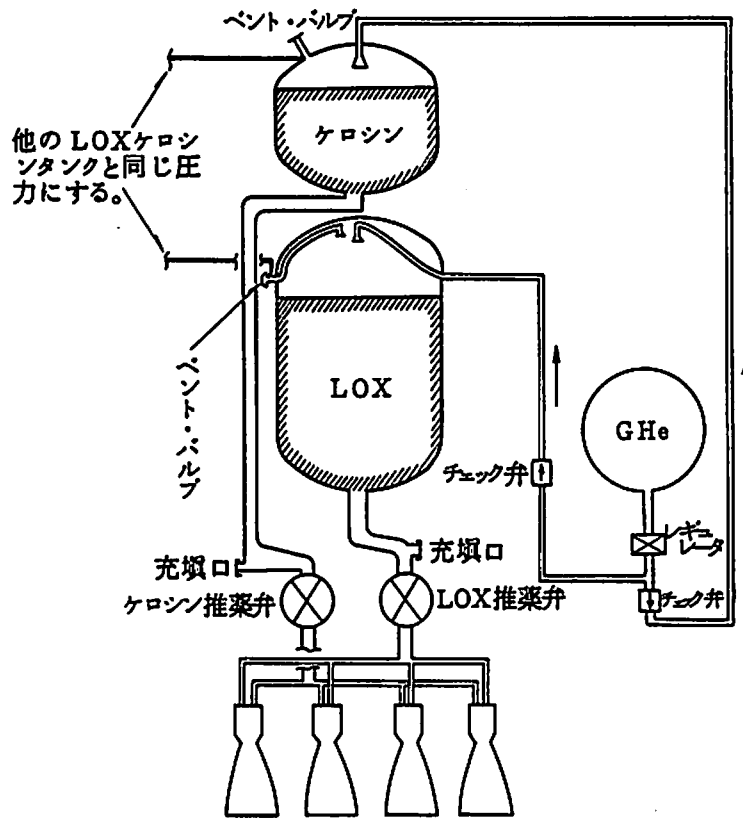
### (イ) He ガス加熱方式

LOXタンク内にいれた気蓄器内のHeガスを、熱交換器を通して、ヒドラジン分解ガスにより加熱し、LOXタンクに送り込む方式である。

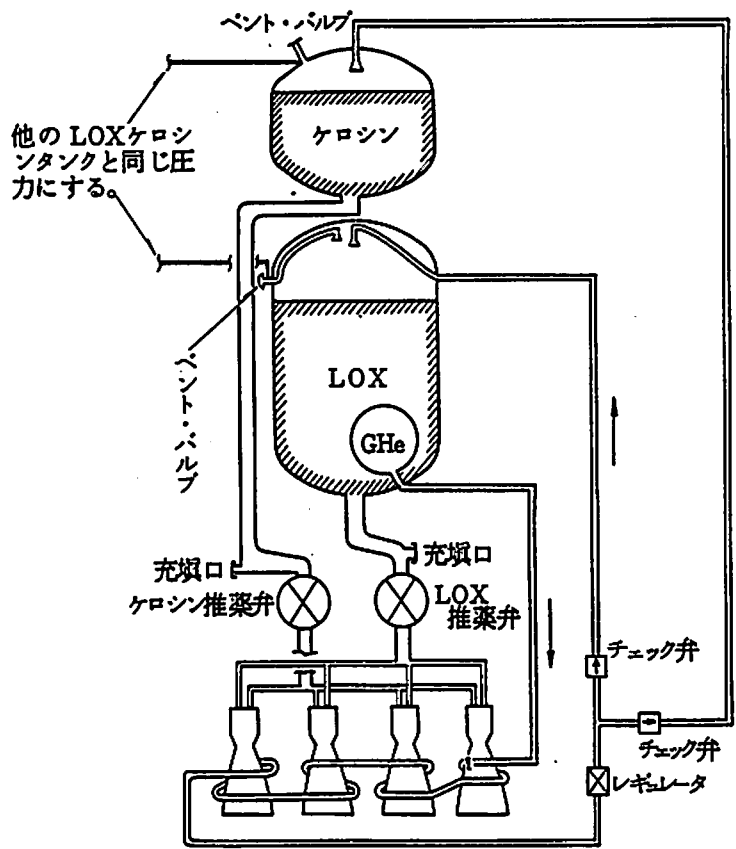
### (ロ) LOX加熱方式

LOXを、熱交換器を通して、ヒドラジン分解ガスにより加熱し、ガス状にしてLOXタンク内に送り込む方式である。

なお、ヒドラジン分解ガスの成分は、窒素と水素、アンモニアが主成分である。この内、アンモニアがケロシンと反応する可能性が当初危惧された。しかし、アンモニアと炭素との反応温度は  $1,000^{\circ}C$  以上であること、又ヒドラジン分解ガス温度が  $800 \sim 900^{\circ}C$  程度であり、熱交換器で熱を放出するため、燃料タンク内に入るときは十分低い温度になっていることから、この方式は実現可能であろうと判断された。この点を石油会社に更に確認したところ、確認試験は必要であるが、おそらく問題ないとの解答を得ている。



① 単純な He ガス方式



② He ガス加熱方式

図 3 - 1 ヘリウム (He) ガス方式

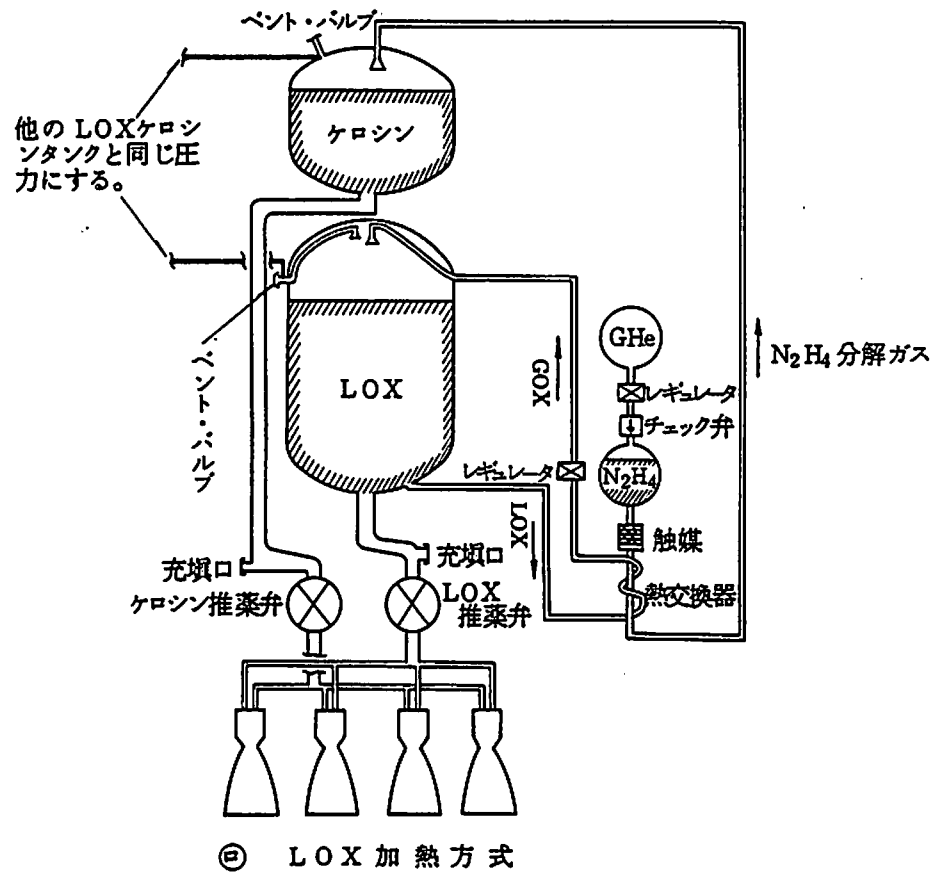
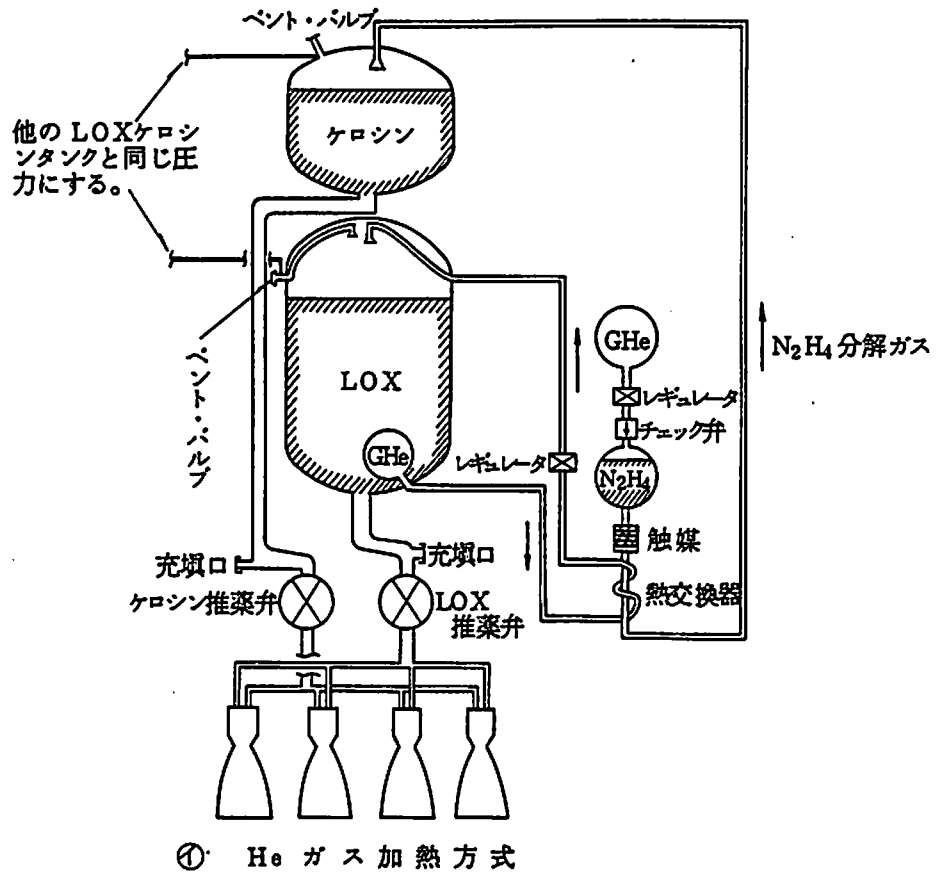


図 3 - 2 ヒドラジン (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) 分解ガス方式



以上の様な加圧ガス供給システムは、すべて手の内にある技術の範囲内で達成可能である。どの方式を採用するかは、コストと性能などの関係で決まるものであり、今後トレード・オフを行なっていく必要がある。

なお、エンジン燃焼圧力に対する構造効率の関係の一例を図 3-3に示す。この図には、単純なHeガス方式（図3-1 イ）とヒドラジン分解ガス方式—LOX加熱方式（図3-2 ロ）の2方式を記載しているが、他の2つのシステムは、両者の中間的なものに位置すると考えられる。

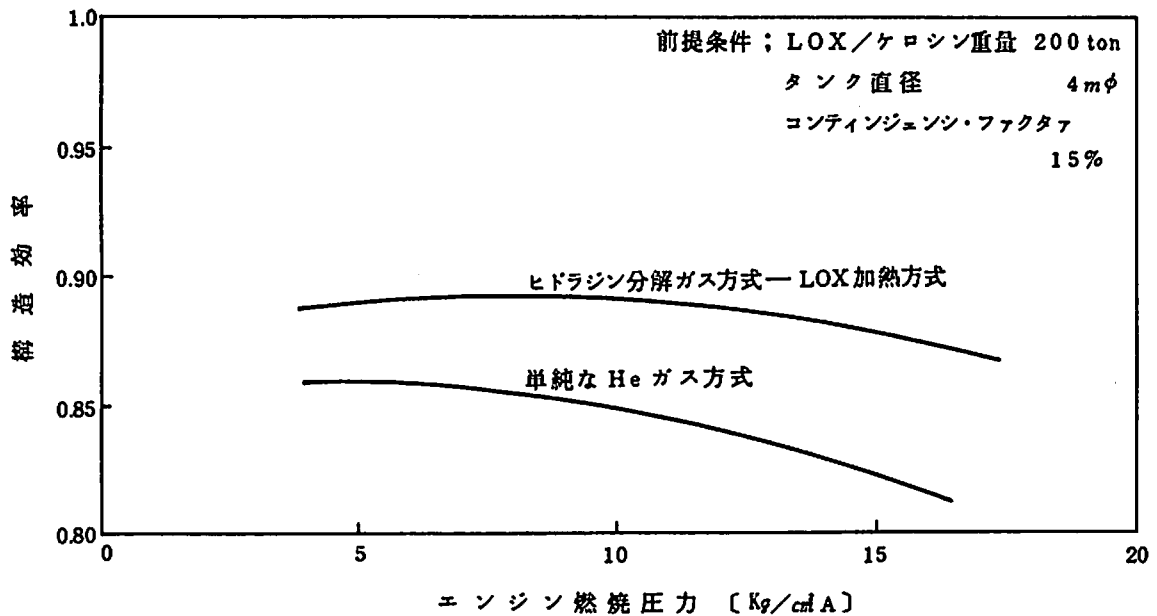


図 3 - 3 エンジン燃焼圧力と構造効率との関係

### 3. 2. 2 推進薬タンク圧力（エンジン燃焼圧力）

推進薬タンク圧力すなわちエンジン燃焼圧力が高くなる程，次の理由により，推進薬供給系の重量は増加する。

- (1) 推進薬タンク肉厚の増加
- (2) 加圧ガス供給システムの重量増加

逆に，エンジン自体の性能・重量は，次の理由により，良くなる傾向にある。

- (1) 大気圧下でエンジンを作動させる時，ノズル膨脹比が大きすぎると燃焼ガスがノズル壁面から剥離し，不安定な振動などが発生する可能性がある。このため，剥離を起さないノズル膨脹比にする必要があるが，燃焼圧力が高いほど，ノズル膨脹比を大きくすることが可能になり，真空比推力を増すことができる。

LCBのようなブースタは，地上の大気圧状態から発射されるが，ほとんどの作動領域は真空状態であるので，真空比推力がブースタ全体の性能を大きく左右する。(2)

- (2) エンジン形状は小さくなり，重量も若干軽量化される。また，エンジンをクラスタ化する場合，エンジン個数を減らすことも可能になる。

以上のことから，最適な燃焼圧力を設定する必要がある。一事例として，後述する4. 2項の図4-2に示すB案のLCBを想定した場合，燃焼圧力と大気圧下で剥離現象が起きないノズル膨脹比，真空比推力，

構造効率との関係を図3-4に示す。また、燃焼圧力とLCBにより得られる速度増分 $\Delta V$ の関係を図3-5に示す。B案の場合、 $\Delta V$ が最大になる最適な燃焼圧力は $15 \text{ kgf/cm}^2$ 、またノズル膨脹比は7近傍の値になる。

### 3.3 エンジンの検討

ターボ・ポンプ供給方式の推力 $80 \text{ ton}$ の大型LOX/ケロシン・エンジンの技術を既に我国は保有しており、これから考えると、ガス圧送方式のエンジンは、手の内の技術で比較的容易に開発可能である。

#### 3.3.1 エンジンの種類

エンジンの種類としては、次の2つを今回想定してみた。

##### (1) A型エンジン

種子島宇宙センターにある既存のテスト・スタンドを少改修することで燃焼試験を実施することが可能な推力 $60 \sim 100 \text{ ton}$ の範囲のエンジンである。このエンジンの構想図の一例を図3-6に示す。LCBにA型エンジンを用いる場合、クラスタ化が通常必要になるので、開発コストは安いですが、実機コストは高いものになるであろう。

##### (2) B型エンジン

$200 \sim 300 \text{ ton}$ の推力範囲を有するエンジンであり、クラスタ化せずLCBに用いることを想定してみた。このエンジ

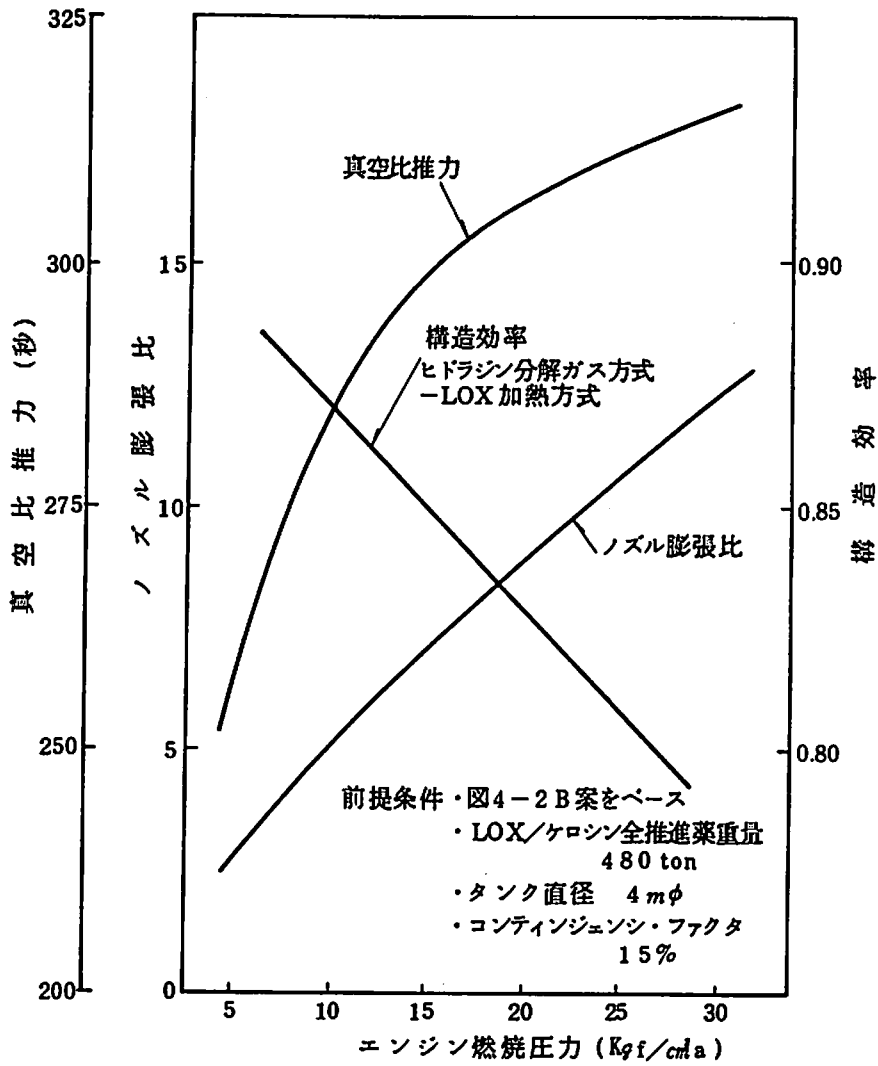


図3-4 エンジン燃焼圧力とノズル膨張比  
真空比推力，構造効率との関係

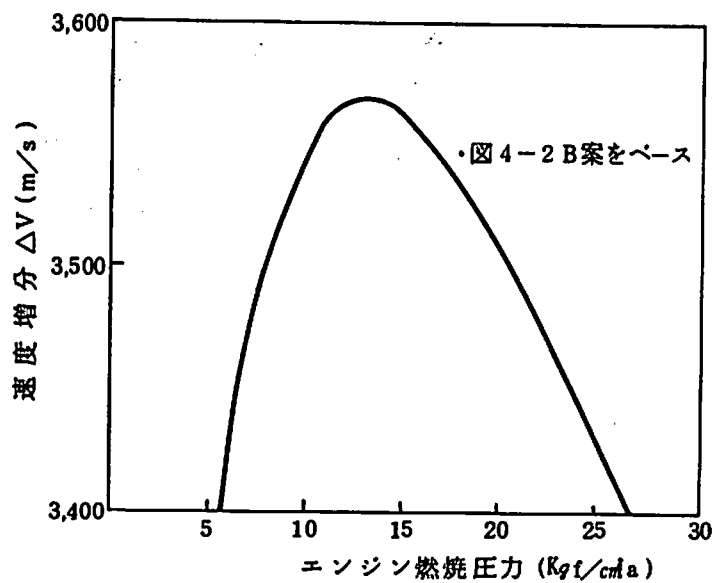
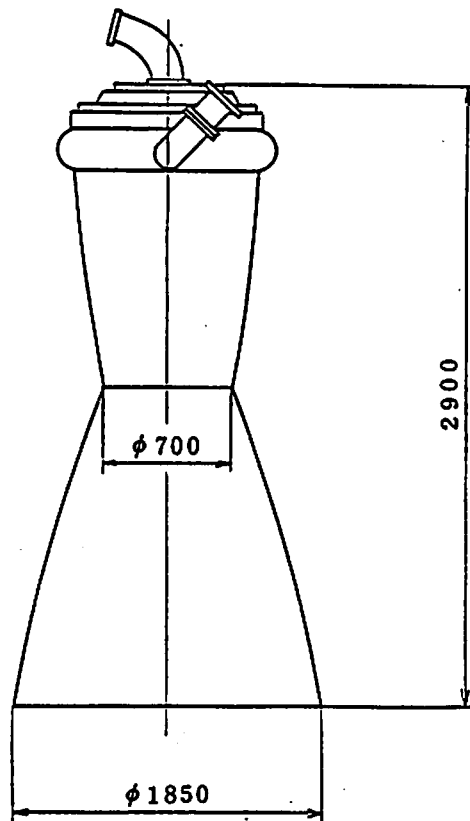
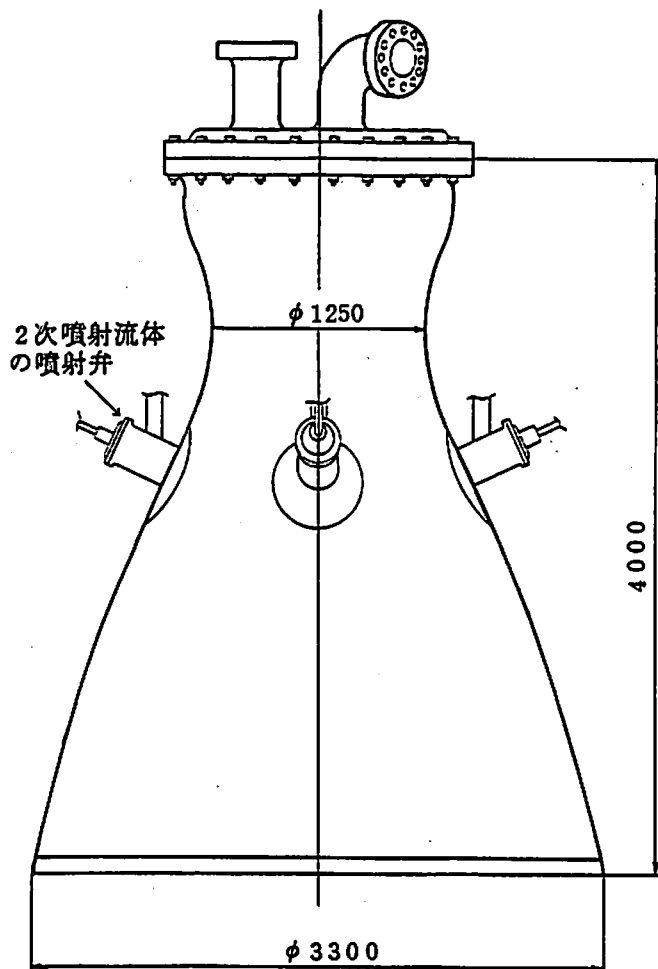


図3-5 エンジン燃焼圧力と速度増分との  
関係



- ・推 力(大気圧) 75 ton  
(真 空) 100 ton
- ・比推力(真 空) 295 秒
- ・燃 焼 圧 力 15Kgf/cm<sup>2</sup>
- ・ノズル膨張比 7

図 3-6 A 型エンジン  
構想図の一例  
(数値は概略値)



- ・推 力(大気圧) 230 ton  
(真 空) 310 ton
- ・比推力(真 空) 300 秒
- ・燃 焼 圧 力 15Kgf/cm<sup>2</sup>
- ・ノズル膨張比 7

図 3-7 B 型エンジン  
構想図の一例  
(数値は概略値)

ンの構想図の一例を図3-7に示す。この型の開発コストは、当然A型より高くなるが、実機コストの低減化を図れるであろう。

### 3.3.2 エンジンの冷却方式

エンジンの冷却方式に、燃焼室・ノズルの製造コストは大きく依存する。冷却方式のなかでは、性能的には劣るが、シンプルな燃料によるフィルム冷却方式を採用する。この方式は、アリアン・ロケットのバイキング・エンジンにも採用されている。なお、フィルム冷却量を減少させるため、ジルコニウムなどの耐熱コーティングをエンジン壁面に行なう方法も併用する。

この方法を採用することは、次の理由により、コスト面のみでなく技術的にも妥当なものと考えられる。

(1) エンジンが大型になる程、燃料流量のうちフィルム冷却量の占める割合は相対的に減少する。これは、燃焼に寄与する推進薬流量は、ほぼエンジン寸法の2乗に比例して必要になるが、フィルム冷却量はエンジン寸法に比例するためである。

(2) ガス圧送方式の場合、燃焼圧力が一般に低いので、フィルム冷却量は少なくて良い。これは、壁面への熱負荷が、燃焼圧力の0.8乗にほぼ比例することから言える。

### 3. 3. 3 エンジンの推力制御

#### (1) 推力の方向制御

A型エンジンは、クラスタ化して使用される場合が多いので、1つか2つのエンジンをジンバリングして方向制御を行なうのが簡単である。ジンバリング機構のための油圧駆動装置も、ポンプを使用した循環方式ではなく、使用済みの油を外部に放出するガス圧駆動方式が簡単であろう。

B型エンジンの場合は、エンジン全体をジンバリングするのも一方法ではあるが、燃料などをノズル壁面内に噴射させて推力方向を変える「2次噴射方式」も簡単な方法である。

#### (2) 推力の大きさの制御

推力値の時間制御を行なうことと、各エンジン間の推力のバラツキを制御することが必要である。

(イ) エンジンの定常作動時においては、加圧ガス供給システムにある調圧弁（レギュレータ）により、推進薬タンク圧力はほぼ一定に維持されるので、推力値も一定に保持される。

しかし、タンク内の推進薬が減少してきた燃焼末期には、一般には推力値を下げる必要がある。これは、ロケットの加速度を規定以上にしないため、及び最終推進薬タンク圧力に大きく左右される加圧ガス供給システムの重量を軽減化するためである。ガス圧送方式の場合は、調圧弁上流のガス圧力が調圧弁の設定圧力より低くなれば、調圧弁

はオープン状態になり、自動的に推力は低下していくので簡単である。これを一般には「フローダウン作動」という。

このフローダウン作動を開始する時期は、ロケットの加速度規定と重力損失、加圧ガス供給システム重量など多数のパラメータを加味して設定されるものであり、LCBの設計が更に進んだ段階で検討する必要がある。

- (ロ) 複数本のLCBを使用する場合、各LCB間の推進薬タンク圧力にアンバランスがあると、推力にバラツキを生じる。これは、ロケットの制御に重大な影響を与えるとともに、タンク内に燃焼に寄与しない無効な推進薬を多大に残留させる結果になる。これを解決する一方法として、LCB間の推進薬タンクを連結管により結びタンク圧力を均一にすることが考えられる。なお、タンクと連結管の離脱が必要な場合には、QD（クイック・ディスコネクタ）等を両者の間に設ける。

また、エンジン自体の推力特性のバラツキを除去するため、燃焼試験などにより特性を良く把握し、規定推力内に収めるようにオリフィス交換により配管抵抗を調整しておくことも大切である。

なお、エンジンをクラスタ化する場合は、図3-8のように推進薬を共通化して、同時着火および推薬弁の個数を減らす工夫なども必要となる。



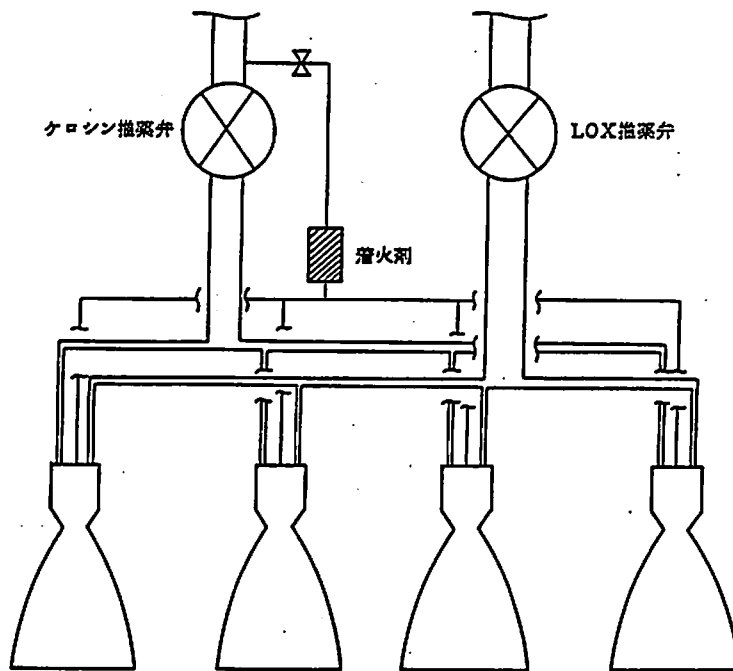


図3-8 エンジン近傍の配管系統図  
(エンジン・クラスタの一方法)

### 3.4 材料及びコンポーネントの検討

LCBに使用する材料および弁類や計測系などのコンポーネントは、市販の商業ベースに乗っているもののうち安価なものを、必要に応じ少改修して用いることを主流にする。

この方法は、宇宙用部品ということで極力軽量化・信頼性を追及してきた従来の方法に比べ、重量増を必然的に招くし、信頼性を確保するために部品を冗長系で使うことも増してくる。

しかし、これらのものが全体のコストのなかで占める割合は高いので、この方法はコスト低減に大きく寄与する。

また、コンポーネント類は極力モジュール化し、工場や射場での整備性を良くし、試験・整備期間を短縮し、コストの低減化に努める必要がある。

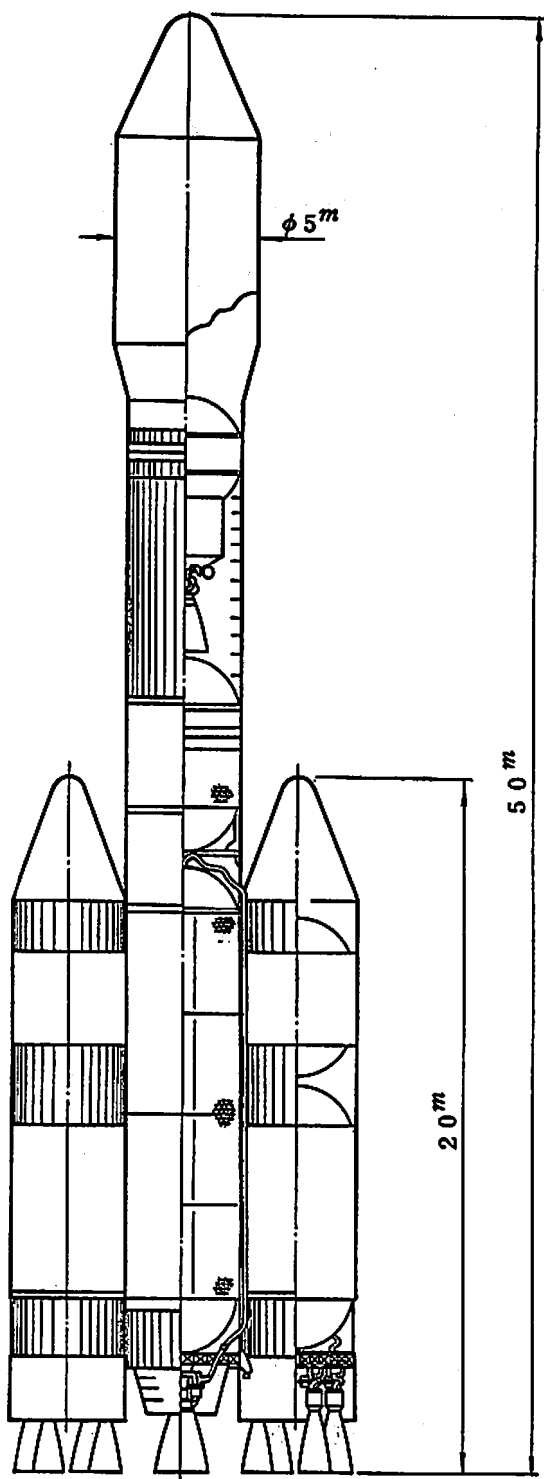
#### 4. H-IIロケットへの応用

現在、H-IIロケットを打上げる射場の保安距離は約2.9 kmである。これを保持することを前提条件として、H-IIロケットに装着されているSRB（固体ロケット・ブースタ）をLCBに交換することによる次の2つの性能向上案を概略検討した。

##### 4.1 A案

A案は、静止衛星を主に打上げるためのコンフィギュレーションである。この構想図を図4-1に示す。

- (1) H-IIロケットからの主要変更点は、SRBのかわりにLCBを、また衛星の格納容積を増加させるためにフェアリング径を現在の4 m<sup>φ</sup>から5 m<sup>φ</sup>にしたものを用いることである。他は従来のH-IIロケットと基本的には同一である。例えば、現在のH-IIロケットでは、コア・ロケット（LE-7）とSRBとは同時着火される平行・バーン（並列燃焼）であるがA案もこの方法で着火される。
- (2) 図中では、直径4 m<sup>φ</sup>のLCBを3本（LOX/ケロシン推進薬全重量約400 ton）としているが、形状・本数とも変更可能である。また、エンジンの個数の増減も可能である。
- (3) 静止トランスファ軌道への打上げ能力は、約7.5～8 tonであり、静止衛星重量換算で約4～4.5 tonとなる。これは、現在のH-IIロケットの能力の約2倍であり、価値が高い応用例といえる。



- ・ 打上げ能力 7.7 ton  
(静止トランスファ軌道)
- ・ 全備重量 587 ton  
  - LCB重量 467 ton  
(推進薬重量 402 ton)
- 第 1 段重量 97 ton
- 第 2 段重量 15 ton

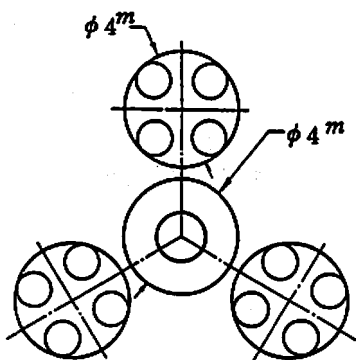


図 4 - 1 A 案  
( 数値は概略値 )

## 4.2 B案

B案は、有翼回収機を近地点高度200km、遠地点高度500kmのトランスファ軌道へ打上げるためのコンフィギュレーションである。この構想図を図4-2示す。

(1) H-IIロケットからの主要変更点は、次の通りである。

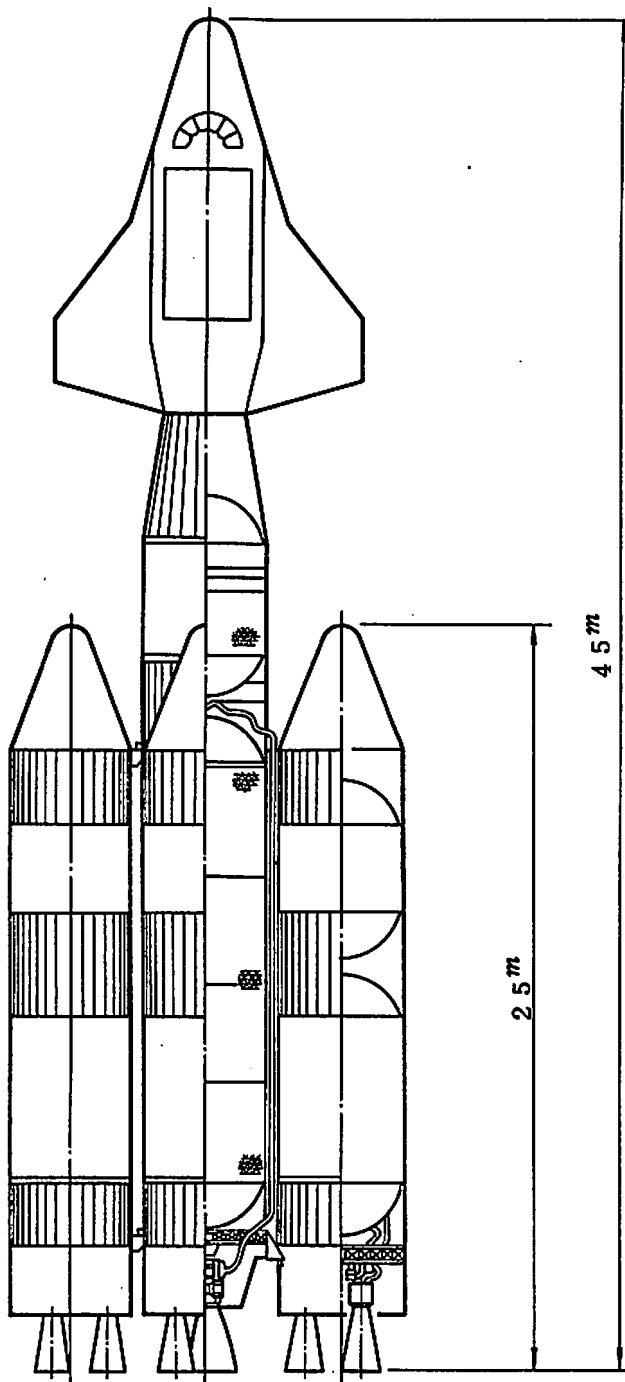
(イ) SRBをLCBに変更する。

(ロ) 第2段ロケット(LE-5)の搭載を止める。これは、ロケットの段数を減少することによる信頼性の向上とコスト低減を主に図るためである。

(ハ) パラレル・バーンを止め、LCBを最初に着火し、その燃焼終了後に、コア・ロケット(LE-7)を着火するシリーズ・バーン(直列燃焼)に切り換える。これは、LE-7の燃焼秒時が315秒であるため、この時間内に低軌道200kmに回収機を投入することが困難となるためである。なお、この方法を探るためには、LE-7の空中着火を行なうための若干の改修が必要となる。

このとき、LE-7が真空作動になることから、ノズル膨脹比の増大が図れるので、比重力の向上を得ることが可能になる。

(2) LCBのLOX/ケロシン重量は約480tonとなり、同一の保安距離でありながらA案に比べ増加している。これは、LE-5の



- ・ 打上げ能力            20 ton  
  (200~500Km 軌道)
- ・ 全備重量            669ton
- LCB重量            552ton  
  (推進薬重量 97ton)
- コア重量            97ton

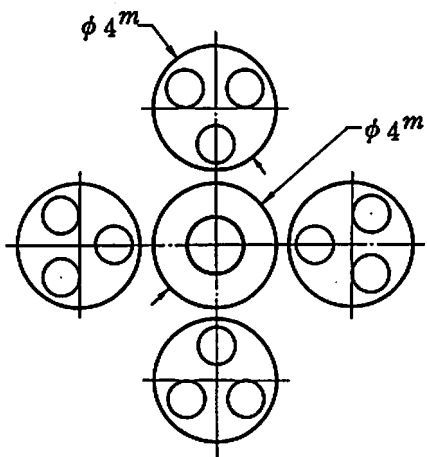


図 4 - 2    B 案  
(数値は概略値)

搭載を止めたことによる影響である。なお、A案と同様に、LCB

の形状・本数あるいはエンジン台数は変更可能である。

- (3) 軌道への打上げ能力は約20tonとなる。これは、現在のH-IIロケットの能力の約2倍であり、A案と同様に価値の高い応用例といえる。なお、今回の計算では、LE-7の性能向上は考慮していないので、更に打上げ能力を増加させることが可能である。

- (4) 本案は、有翼回収機のみでなく、OTV(Orbit Transfer Vehicle)を低軌道に打上げるロケットとしても当然使用可能である。

以上、検討を容易にするために、コア・ロケット(LE-7)は従来通りとして検討を進めたが、コア・ロケットの推進薬タンク長の伸縮は比較的容易なので、コア・ロケットを含めた最適化を行えば、更に性能向上を図ることが可能となる。

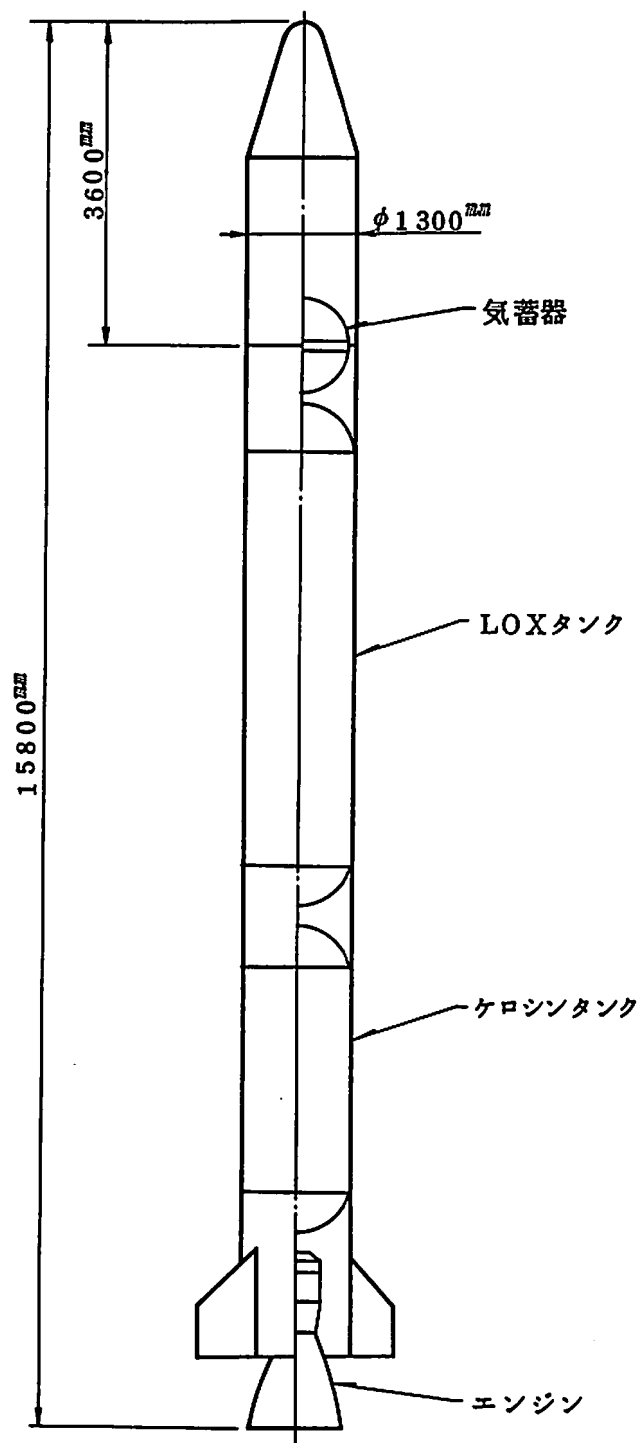
## 5. 小型ロケットとしての応用

LCBをそのまま小型ロケットとして使用することも可能である。この構想図の一例を図5-1に示す。また系統図案を図5-2に示す。

このロケットの特徴は、次の様なものである。

- (1) ガス圧送方式としては、小型ロケットであることを考慮して、単純なHe(あるいはN<sub>2</sub>)ガス方式を採用した。更に、システムを簡略化するために、調圧弁を装備せず、最初からブローダウン作動を行なう。

- (2) エンジンに推力制御のためのジンバリング機構を設けない。このため、ロケットは、後部に空力安定のためのフィンを装着し、高加速度(約4G)で斜め発射される。なお、燃焼終了後は、ミッション要求に応じ三軸制御を行なう。
- (3) このロケットは、約500kgのパイロードを高度約200kmに到達させる能力をもち、次の様なミッションに用いることができるであろう。
- (イ) 材料実験/科学観測
  - (ロ) 有翼回収機の基礎データ取得のための模型実験
  - (ハ) 簡単なロケット例えばガス圧送式のLOX/LH<sub>2</sub>ロケットを2段目に用い、数百kgの衛星を低軌道に低コストで打上げる。等
- (4) 従来は、小型ロケットといえは固体ロケットが主流であったが、LCBを用いることにより相当なコスト低減が図られるであろう。また、固体に比べ推進系の増加あるいは飛しょう中の運用などの自由度が大きいことも魅力の一つになるであろう。



発射時重量	14.4 ton
推進薬重量	9.7 ton
発射時推力	70.5 ton
燃焼時間	70 sec

図 5 - 1 小型ロケット構想図の一例



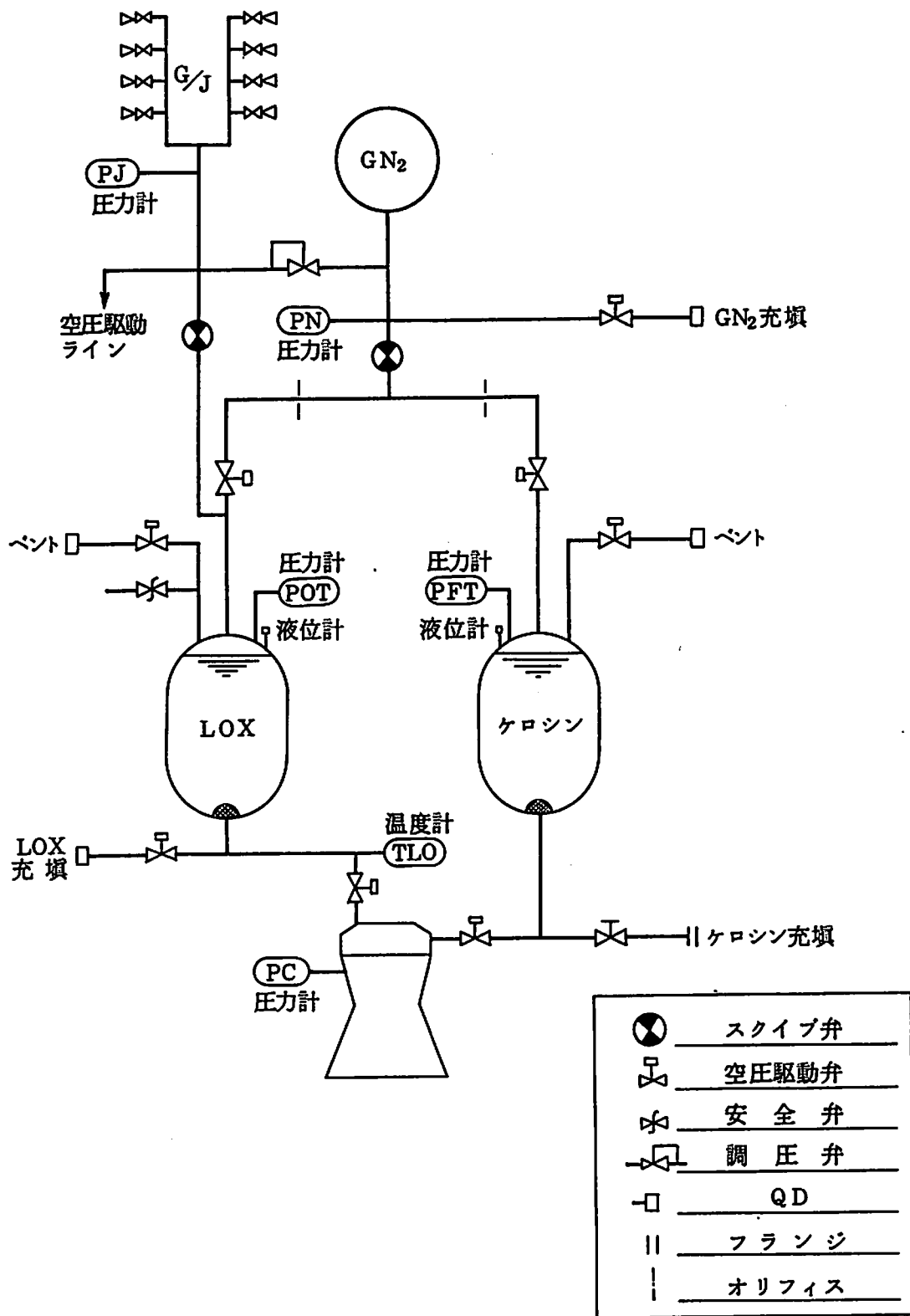


図 5 - 2 小型ロケットの系統図案

## 6. おわりに

以上述べてきたLCB構想は、我国の状況に合った価値の高い構想であり、ロケットを商業ベースという軌道に乗せ得る最短の方法であると信じる。しかし、我国の今迄の輸送系の考え方とはある点で飛躍しているのも事実であり、多くの人々の理解を得るための努力を行なう必要がある。また、我国が現在のH-IIロケットをベースにして将来どのような輸送系に発展させようとしていくのか、そのなかでコストのみ最優先させたLCBがどう位置付けられるのか等の問題を今後解決していかななくてはならない。

現在、LCB構想は、技術面を中心とした概念的な検討しか行なわれていない段階である。今後は、下記の検討を含めた更に詳細な技術検討を進めるとともに、コスト解析・運用を含めた開発計画も立案していく予定である。

### (1) ロケット・コンフィギュレーションの最適化の検討

(イ) コア・ロケット(LE-7)の推進薬タンク長の変更によるLOX/LH<sub>2</sub>とLOX/ケロシンの推進薬量の割合の最適化。

(ロ) LCBタンク径・個数あるいはエンジン台数の変更による構造効率の向上(コスト低減を含む)及び最適エンジン燃焼圧力の見直し等

### (2) 更に構造効率の向上が図れる加圧ガス供給システムの検討

例えば、ガス・ジェネレータを別途設けて、LOX/ケロシンの燃焼ガスを生成し、それにより加圧する方法も考えられる。当然のことながら、LOXタンクには酸化剤過多(Lox-Rich)なガスを、燃料タンクには燃料過多(Fuel-Rich)なガスを用いる。

(3) LE-7のノズル膨脹比増大による性能向上の検討

4. 2項のB案のような場合には、コア・ロケット(LE-7)を真空着火させるため、ノズル膨脹比増大が可能になる。

(4) ケロシンを高密度炭化水素系燃料に変更することによる構造効率の向上の検討

なお、このレポートをまとめるにあたり、宇宙開発事業団の柴藤羊二氏を始め多くの方々のご協力をいただいたことに対し深く感謝いたします。

以上

(著者は、昭和23年生で宇宙開発事業団においてエンジン開発に従事している)

参考文献

(1) 柴藤羊二 ; 「我国の宇宙往復輸送システムに関する展望」, 宇宙先端活動研究会会誌「宇宙先端」Vol. 1, No. 3, SEP. 1985

(2) 長島隆一 ・泉田 昌之 ; 「プースタ・エンジンのノズル膨脹比増大による性能向上の可能性」, 宇宙輸送シンポジウム. , 昭和56年, P. 330~348。

## マーケティングから見た宇宙開発

中 井 豊

—はじめに—

近頃‘マーケティング’‘戦略’と言った言葉を耳にする機会が多くなった。筆者が最初にこの言葉を知ったのは大学1年の頃であったが、単に営業の仕方を体系的にしたものとしか考えていなかった。筆者の体には大阪商人の血が流れているせいか商売なるものに親しみを感じており、又友人にもマーケティングを生業としている者がいる関係かマーケティングなるものを見聞きする内に次第に興味を覚えるに至った。

思えば仕事である宇宙開発とマーケティングがどの様に関わるべきかといった疑問が起こるがこの様な大きな問題は横に置き、自分の知識を整理する目的とともに米国と欧州の「宇宙輸送サービス市場」に対する両者のアプローチをマーケティングの視点から見てみたいと思った。本論に若干なりとも価値があるとすれば新しい見方といった点であり、その内容には甘い点が多々あるが、これは筆者の宇宙、マーケティング兩分野に対する浅学の故であって諸兄の御助言を賜れば幸いである。

—マーケティングとは—

マーケティングにはさまざまな定義があるが、マーケティングとは(1) どのような層の人間がどのようなニーズを持っているのかを明確にし(市場調査)(2) 需要予測を行うとともに企業内外の環境を考慮して方向付けを行い(3) これを満たす製品/サービスを開発し(4) 適正な価格を設定し(5) 効率的な流通経路の開発とともに(6) 効果的な広告、販売促進活動を行うといった一連の活動を示すものである。  
・・・以上が多くの定義の最大公約数的表現であろう。

世の中には無限のニーズがあり従って無限の市場が存在する。そして各市場は更に細かなニーズを持った多くの市場セグメントで構成されており、これらすべてに応えることは不可能である。従って競争環境等の外部環境及び資金、技術、人員等自社の持つ経営諸資源といった内部環境を考慮し、当該市場のどのセグメントに狙いを定め且つ競争企業に対し自己をいかに差別化するかが重要である。一方企業はターゲット

となる市場の‘お客様’に対して忠誠を誓うことが必要である。つまり‘お客様’本位の考えと競争に断固として打ち勝つ意志の基に製品の開発、価格設定、流通、広告等の一連の活動が有機的に行なわれなければならない。そしてここに市場と自社との関係、競争企業と自社との関係の中で‘戦略’の必要性が生じてくる。

さて、マーケティングの具体的な活動には、市場調査、外的／内的要因の分析、市場構造の分析（市場のセグメント化）、需要予測、ターゲットの選択、製品の開発計画、流通チャンネルの開発、広告／販売促進計画の立案といったプランニングやこれらの実行といったものが含まれる。更に、このように多くの作業のそれぞれに対して具体的な展開方法が、各企業、コンサルティンググループによって開発されている。ここでは筆者自身のポテンシャルの問題と紙面上の問題から割愛するが、以下に各企業のマーケティング活動の実例をいくつか掲げておく。

製品／サービスの開発の例では、メルセデスベンツ社が高級車を望む顧客層に対しその実現をもって応えたし、IBMは顧客がハードウェアそのものの優秀さよりソフトウェアとサービスの充実を望んでいることを理解し成功したのは有名である。

流通チャンネルの開発の例では、化粧品メーカーであるエイボンが従来化粧品店での店頭販売に頼っていた業界に、訪問販売という新しいチャンネルを持ち込んだし、日通のペリカン便は都市部の1人暮らしの世帯が仕事を終えたあとでも利用できる様に、24時間オープンのセブンイレブンとタイアップしいつでも宅急便サービスを受けられるようにしている。

又販売促進、広告についてはボーイング社の例が掲げられる。同社は航空会社が当面十分な航空機を保有するにつれてB-747受注の急激な落ち込みに直面したが潜在乗客層を分析した結果、労働者層が支払い能力があるにもかかわらず搭乗の機会が少ないことが明らかになった。これをもとに同社は航空会社に対して労働組合、教会等の団体を対象とした旅行バックを作るよう強く働きかけ成功した。

この他に独創的なものとしてミシュランタイヤ（仏）が発行している全フランスのレストランガイドがある（星の数のランク分けで有名な‘ミシュラン’である。）。同社は車の年間走行距離を増やしタイヤの売上げを増やす方法を模索していたが、

最高ランクのレストランが南仏に多いことに目を付け、週末にパリ住民が南仏に行くように動機付けをしたのである。現在社会は安定成長時代に入り、昔のような市場規模の拡大が困難となっており、限られた市場の奪い合いがますます激しくなっているのは承知の通りであってこの様な激しいマーケティング活動がさまざまな形で行なわれている。

最後にマーケティング部門と企業の他部門との関係について述べておきたい。企業におけるマーケティング部門の地位はこの様な激しい環境の中で必然的に高くなりつつあるが、これはマーケティング部門が無条件に他の部門より重要となることを意味するものではない。他の機能である開発、製造、財務、人事部門等とのバランスはまさにトップマネジメント／企業理念の問題であってそれらの軽重はその企業の歴史、体質、目標等によって決定される。例えば一般に、メーカにおいて‘自社の製品が売れないのは顧客が悪い’といった考えを持つのは論外であるが、かといって肝腎の開発力を二の次にするのはなお論外である。‘物’を作る企業においては、‘良い物を作る’という機能が最も重要であるのは論を待ない。

### —米国と欧州の輸送市場における戦略—

#### <過去・現在>

次に宇宙開発における米国と欧州の活動を、市場構造と両者の関係ではなく両者の競争関係に絞ってマーケティングの視点から若干論じてみたい。マーケティング的な議論を行なうに当ってはまずその議論が市場のどの範囲を対象として行なわれるかを明確にしなければならない。ここでは試みに、衛星打上げ市場の様に市場として明確に形成されているもの、されていないものを一括し、宇宙市場を図1の様にセグメント化してみる。勿論市場のセグメント化については地域別

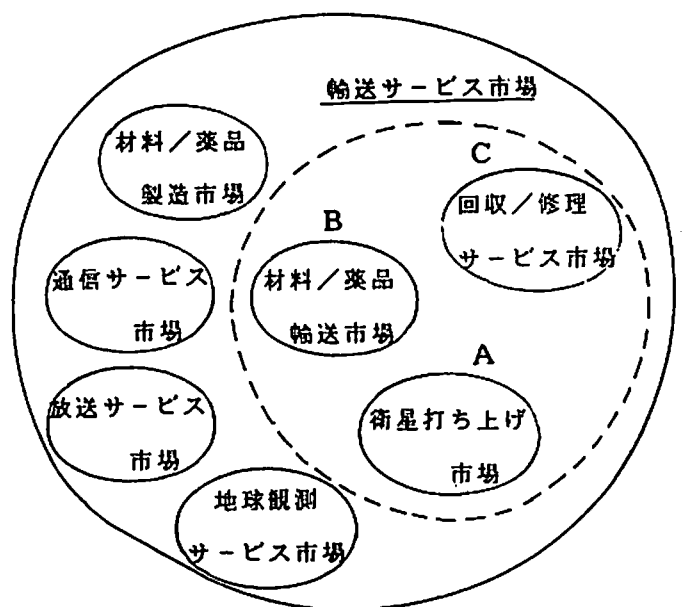


図1. 宇宙市場のセグメント化

(東南アジア、ラテンアメリカ、中近東)、製品別(ロケット/衛星の機種別或いはバッテリー、ロケットエンジン等)といった異なる視点からの分類が可能でありそこからさまざまな議論が生れてくる。この図は多くの視点の一つとして利用者サイドから見たセグメント化を試みたものである。以降議論を主として図中点線で囲った宇宙輸送市場に限り、この市場での米国と欧州の活動を、それぞれマーケットリーダー及びマーケットチャレンジャの立場を持つ企業体間の競争という文脈で進めていきたい。

一般にマーケットリーダーの戦略は当該市場において自社の地位を死守することに尽きる。極端な例としてすべての市場セグメントにおいて売上げ、シェア共トップの座を確保しようとするし、またこれが不可能であれば、例えばリーダーの製品がないといった‘スキ’となっているセグメントに対して、利益はともかくも製品を送りだすことによりチャレンジャが入り込む余地を無くすといった戦略をとる。1例として建設機械で有名なキャタピラー社の戦略について述べよう。同社は全世界の重建設機械市場のシェアの50%を占めており、1940年代からリーダーの地位を保っている。同社の強さの秘密は次に掲げるようなものである。

- (1) 同社の製品だけですべてが間に合うフルライン構成である。
- (2) 個々の製品は高価格であるが、非常な高品質を誇っている。
- (3) 業界一の部品と修理サービスのシステムを有する。
- (4) 緩やかな支払い条件を提示している。
- (5) 大規模なディーラーシステムを有している。

特に目を引くのは同社のサービス体制であって、世界中どこで故障を起こしても2、3時間の内には部品が到着すると聞く。米国のスペースシャトルは、図1に示される市場セグメントA(衛星打上げ市場)、B(材料/薬品輸送市場)、C(回収/修理市場)それぞれに最適な輸送システムを世に提供するというよりは、全市場を目標とする画期的なイノベーションとして登場した。これはまさしく先に述べたマーケットリーダーの戦略そのものであって全輸送市場において米国の確固たる地位を築くべく意図されていたように見える。確かに材料/製薬の輸送市場等については他国が回収手段を有しないため独占的な地位を占めたが、再使用可能回数の低下、コストの

増大そして開発期間の増大を伴ったため、一番の売物である打ち上げコストの低下が実をあげず更に信頼性の問題も相まって、衛星打ち上げ市場において他国を駆逐するには至らなかった。原因は宇宙予算の削減、度重なるエンジントラブルといった所に帰せられるであろうが、この偉大な戦略を全うするだけの経営諸資源（例えば、宇宙関連予算）がなかったということになろう。

次に欧州の動向に目を転じよう。マーケットチャレンジャの戦略はリーダの戦略とは全く逆であって、その市場にできた‘スキ’を見つけまずそこから市場に参入しようとする。そしてこのセグメントに足場を固めた後、他のセグメントへ徐々に浸透していくのである。これによれば欧州の戦略はチャレンジャのそれそのものであって、私はアリアンにより衛星打ち上げ市場のスキをつきここに参入をはたした。シャトルは衛星打ち上げ手段としては無駄となる有人システムを持っており、又静止軌道への衛星投入には最適でない。従ってアリアンロケットは、無人／使い捨て方式の利点を十分に利用し衛星打ち上げ市場に対してより合理的に低コスト化を図るとともに、支払い条件の良さ、強力なプロモーション等のマーケティング活動を通じてシャトルの強力なライバルとなった。この内でマーケティング的な側面から一言付け加えるなら、ダンピングとも思われる低価格戦略はマーケットチャレンジャの取りうる戦略の代表的なものの一つであるということである。この戦略で有名なものは、チャレンジャであるテキサスインスツルメンタル社が、トランジスタと電卓市場に参入する際使った戦略である。同社は参入初期においては採算を無視した低価格（価格とコストは違った概念である。）を設定することでこの分野における競争企業を追いおとし、且つ低価格により喚起された需要を利用してコストダウンを行い収支の改善を図っていった。

なお、本文脈の対象とする輸送市場とは異なるが、西独の取った戦略は自国の持つ経営諸資源から輸送市場への参入を断念する反面、別の市場のスキである材料／薬品製造市場にスペースラブをもって参入をはたしつつある。

#### <将来>

さてそれでは今後の両者の戦略はどういったものになろうか。ここではこれを



論じるに対象市場を宇宙輸送市場からさらに狭げ、衛星打上げ市場に限って話を進めたい。図2-1は、この衛星打上げ市場の構造を更に細かくしたものであって、横軸は単位重量当りの打上げ価格、縦軸はその輸送サービスの信頼性を取っている。更に図中のa、b、c、はこの市場の中の潜在的ニーズであって、それぞれ低価格／信頼性向上を望む層、価格の若干の上昇は伴うものの大幅な信頼性向上を望む層、信頼性は下っても価格の大幅な低下を望む層を表わしている。又現在の米国と欧州の位置を図中の通り想定している。ただ筆者はこのニーズを天下りの設定しており、マーケティングにおいて最も重要な‘お客様が何を求めているか’についての実際のデータを持っていないのが残念である。

欧州（仏）の今後の戦略は承知の通りアリアン-Vの実現への努力により、低打上げ価格で且つ現在のレベルを上回る信頼性を望む顧客層に近づいていく（但しアリアン-V以降のヘルメスの開発によって欧州は回収手段を有することになり、これにより他の市場セグメントに浸透していくと思われるが、ここではヘルメスの戦略上の位置付けに対する考察は行なわない。）。

それでは対する米国はどうするであろうか。米国の取りうる戦略は、潜在市場に対応して概略以下の三つが考えられる（図2-2）。

- (1) 低コスト化／信頼性の向上を図る（図中bに対応）。
- (2) コスト上昇は伴うものの信頼性の大幅な向上を図る（図中aに対応）。
- (3) 信頼性の低下は伴うものの大幅なコストの低下を図る（図中cに対応）。

(1)の戦略は欧州と同じ戦略により断固として戦う道を選ぶもので、新しい低コストの無人使い捨てロケットの開発、或いはシャトルの改良等が行なわれるであろう。

(2)の戦略は前述のキャタピラー社の場合と同様であって高コストではあっても良いサービスを提供しようとする思想である。例えば信頼性を単なる技術的な打上げ成功確率からより広い意味でとらえ直し、軌道投入に失敗した衛星の修理／回収や、故障した衛星の修理／回収サービスが適正なコストによって実現されれば、たとえ修理／回収費用を上乗せしても、信頼性を強く求める顧客層に十分アピールするものと思われる。この推測が正しければ宇宙基地、OTVによるサービス体制の確立は

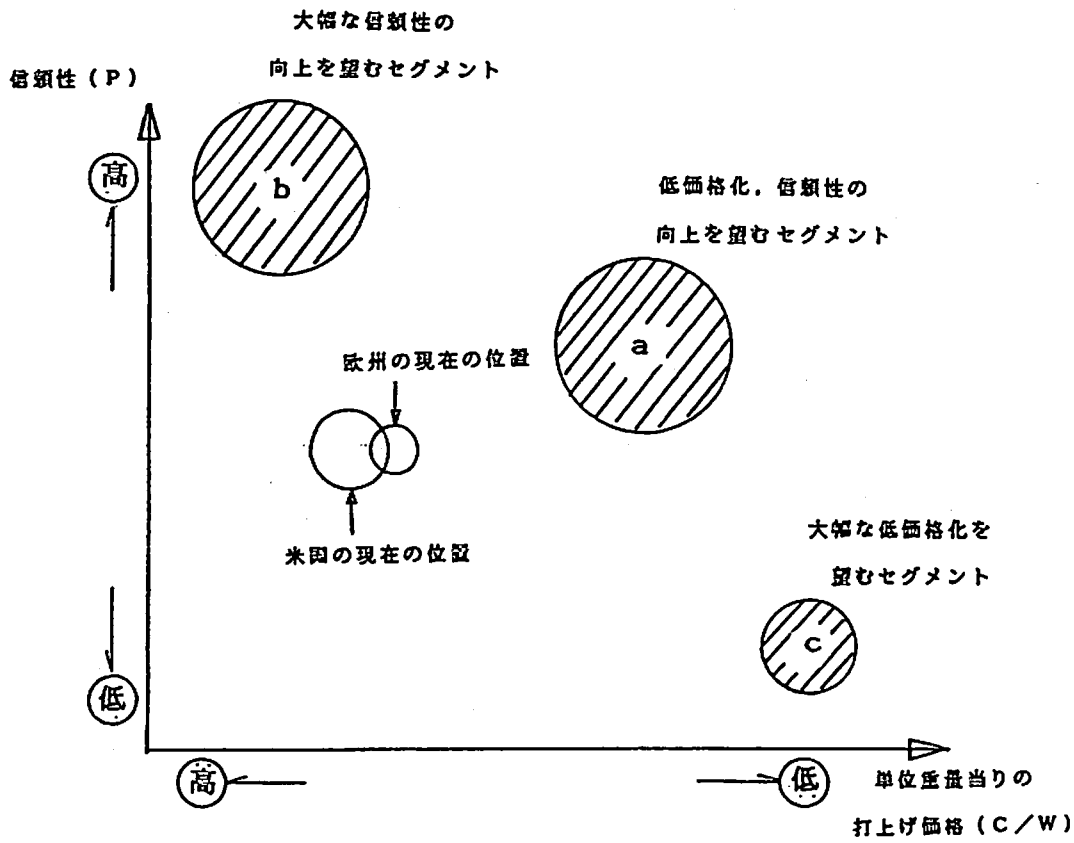


図 2-1, 衛星打上げサービス潜在需要

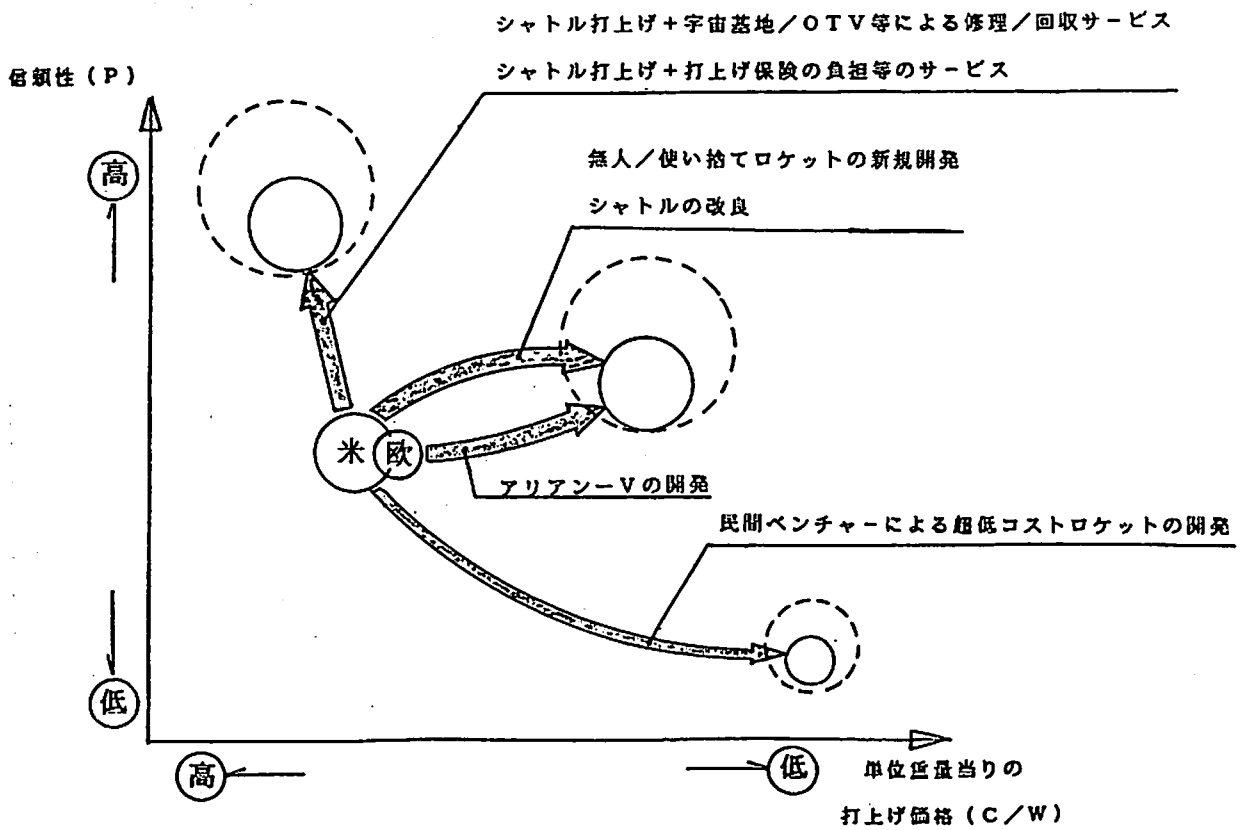


図 2-2, 米国と欧州の衛星打上げ市場における今後の戦略

米国の衛星打上げ市場での地位確保に大きく寄与するであろう。又更に視点を変えてコスト上昇は伴っても‘総合的な信頼性’を向上させるシステムとして、

(1) 打上げ保険の負担

(2) 打上げ失敗の場合の割引き或は無料の打上げ保障

(3) 例えば通信／放送衛星の打上げが失敗した場合、自国が保有する余剰トランスポンダの使用権を提供する。

等さまざまなアイデアが考えられる。この視点からのサービスの内、現実的なものが開発され、これとシャトルの打ち上げサービスがセットとして提供されれば、これも大きな力となろう。

最後に(3)の戦略であるが、これは米国の民間打上げ会社の取りつつあるものであって、技術的には一段落ちるものの顧客側の反応によっては将来急成長する可能性があり注目に値する。

—おわりに—

テレビから流れ出る広告を見たり、デパートやスーパーで買いものをしたり、本屋で本を立ち読みしたりと日々平穏な生活を送っている内にも、身の回りを注意深く眺めれば、さまざまな人間がきびしい競争に勝ち抜こうとしているのが見え隠れする。近頃、これが高じてロケットは早く、安く、確実に送り届けるクロネコヤマト、衛星はゆったりしたスペース、電気、快適な冷暖房を提供する不動産業に似ている等々考えるようになり本文を書きたくなった。ただ筆を置くに当って正直に残念であるのは、本文において競争上の戦略に比重がかかりすぎ、最も重要な‘お客様が何を求めているのか’について議論を避けたこと並びにここで展開を試みた分野はごく限られたものになったことである。これは、これらの問題について何らかのコメントを試みるには、筆者の手に余るものを感じたためであって、以上の様なものになった次第である。

(著者は、昭和32年生で宇宙開発事業団において衛星開発に従事している)

60 / 10 / 21

\*\*\*\*\* I A S A ニュース\*\*\*\*\*

11月20日の世話人会において、編集顧問の就任が承認された。編集顧問に就任していただいた方は次の方々である。

久保園 見	宇宙開発事業団調査国際部長
土屋 清	千葉大学工学部教授
中山 勝矢	電子技術総合研究所極限技術部長
長友 信人	宇宙科学研究所教授
山中 龍夫	航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ総合研究官

新規入会会員名簿 (60.11.15)

一般会員

上田 義矩	大日向秀夫	加藤 善一	狩谷 長子	酒井忠二三
坂田 俊文	下田 孝幸	中原 裕一	西岡 米郎	松浦 陽恵
松原 彰士	村主 行康	物井 勉	茂原 正道	森 雅裕
湯原 仁夫	長島 真矢	富田 信之	鈴木 章夫	本田 雄一
網村 英雄	種村 長生	姫野 裕信	永野 毅	大辻 馨
南 隆一	三宅	鈴木 茂裕	一丸 祐三	福田 信彦
竹内 芳樹	山崎 勲	中村 徹	塩沢博次郎	奥村 宏
鈴木 充	西野 信次	葛巻 雅興	西野拓史郎	尾関 徹
前田 則一	米沢 正純	布施 嘉春	鷲見 倫一	柴田 道雄
牧野 日吉	有野 正治	新生 隆	平社 博之	木佐戸淳二
桑田 孝	菊池 健	伊藤 隆宏	田辺 英之	角井 茂雄
稲川 弘行	岸本 健治	松井 篤	堀川 清	馬場 聡彦

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。

## 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\*\*\*

東京から富士山の見える機会が多い季節となった。通勤の途上に、ふと目を上げると、その姿が目にはいつてくる。早朝の冷気の中で、雪を頂いた山を見るのは気分のいいものである。この景色にどのくらいの人が目を止めているかと思って周りを見まわすと、ほとんどの人は忙しそうに歩を進めていて、気付かない。時たま、目を上げた拍子に富士山を認める人がいるが、その時、彼は「ホーッ」といった表情をする。何かちょっとした連帯感を感じる。

社会は、目を上げることなく、毎日忙しく歩を進めている人々によって支えられている。それは少しずつではあるが、確実な力として社会を動かしている。しかし、忙しい朝の時間の中で、ちょっと、目を上げて遠くを見る余裕も欲しいものである。美しい景色は気分を変え、昨日とは違った新しいエネルギーを与えてくれるかもしれない。日々の活動の中で、ちょっと目を上げて見える景色、「宇宙先端」には、こんな風景を描きたいと考えている。

今号から編集顧問の先生に御就任いただき、原稿に対する感想及び、編集のしかた等についての御意見をいただいた。今後とも、顧問の先生方の御意見を参考としつつ編集作業を進めたいと考えている。（長）

宇宙先端 第1巻 第4号

頒価1000円

昭和60年11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。