

UDC 629.76.038
533.665:
629.783.525

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-403

Hロケットのシステム・スタディ

宇宙研究グループ・角田支所

1980年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

検討会メンバー

長洲 秀夫, 檜崎 哲二, 山中 龍夫
五代 富文*, 新田 慶治, 村上 力
岡部裕二郎, 中村 嘉宏, 大坪 孔治
森 英彦, 東 久雄, 清水 盛生**
塙 武敏, 野溝 国生, 齊藤 信
小口美津夫, (宇宙研究グループ)
大塚 貞吉, 鈴木 昭夫, 若松 義男
(角田支所)

* 編集

** 幹事

目 次

()は執筆者

1. はじめに(五代富文)	1
1.1 現情勢の認識	1
1.2 Hロケットの諸条件	1
1.3 Hロケットの概念区分	3
1.4 1980年代以降の欧米の宇宙輸送システム	5
2. 海上発射基地の検討(檜崎哲二, 荻原装千男, 吉原正一)	9
2.1 海上固定方式の従来技術	9
2.2 ロケット打上げ基地の条件	9
2.3 NAL型海上発射構造物	11
2.4 従来の方式およびNAL方式の評価	27
2.5 海上発射基地に適した海域	27
2.6 海上発射基地の設置技術に関する現状と係留海域の検討	34
3. 空中発射の母船となる航空機の調査(長洲秀夫)	40
3.1 空中発射	40
3.2 母船となる航空機	40
3.3 むすび	42
4. 大型液体ロケット爆発時の危険性の調査検討(斉藤 信)	43
4.1 序 説	43
4.2 想定するロケット推進薬の種類と重量	43
4.3 計算例1	43
4.4 計算例2	46
4.5 事故形態(3)の場合	47
4.6 結 語	47
5. 打上げ性能から見たロケットのシステム・デザイン手法(小口美津夫, 河崎俊夫)	49
5.1 概 論	49
5.2 システム・デザインの手順	49
5.3 計算の一例	57
5.4 今後の課題	59
6. 大型ロケットの帰還軌道の検討(大坪孔治)	61
6.1 概 要	61
6.2 軌道特性	61
7. 単段シャトルの調査(若松義男)	65
7.1 概 要	65
7.2 単一モード単段シャトル	68
7.3 混合モード単段シャトル	89
7.4 単段シャトルおよびその運用上のバリエーション	111
7.5 あとがき	113
8. 液体ロケット・エンジン・システムの概念設計法について(小口美津夫, 河崎俊夫)	115
8.1 概 論	115
8.2 液体ロケット・エンジン・システム設計プログラムの概要	115

9. 高圧燃焼液体ロケット・エンジン（若松義男）	118
9.1 液体ロケット・エンジン開発の基本姿勢	118
9.2 高圧燃焼液体ロケット・エンジンの利点	120
9.3 高圧燃焼液体ロケット・エンジン・サイクル	126
9.4 高圧燃焼液体ロケット・エンジン開発上の諸問題	133
9.5 Hロケット用エンジンに関する考察	143
9.6 ローコストに関する検討	147
10. クラスタ型Hロケットのコンフィギュレーションの検討（五代富文）	151
10.1 コンフィギュレーション選定基準	151
10.2 想定した宇宙輸送システム	151
10.3 検討の方法	153
10.4 開発の流れ	153
10.5 H-I, H-II ロケットのコンフィギュレーション案	157
10.6 むすび	160
11. むすび（五代富文）	163
付録A 打上げロケットのシステム・デザインに用いられるプログラム（小口美津夫, 河崎俊夫）	164
付録B 液体ロケット・エンジンのシステム・デザインに用いられるプログラム（小口美津夫, 河崎俊夫）	169

Hロケットのシステム・スタディ*

宇宙研究グループ・角田支所

1. はじめに

1.1 現情勢の認識

昭和52年7月に「我が国の宇宙開発に関する長期ビジョン^{1,1)}」が、昭和53年3月には「宇宙開発政策大綱^{1,2)}」が、宇宙開発委員会から公表され、長期ビジョンでは西暦2000年までの宇宙開発活動が、政策大綱では当面15年間の宇宙開発の進め方について指針が示された。宇宙開発政策の基本方針は、

(1) 社会的ニーズに応え、その推進に当っては国力との調和をはかること。

(2) 宇宙活動の主要な部分については、独自の技術力を確立すること、および、

(3) 可能な限り世界の宇宙開発活動との調和をはかること、の3点である。

我が国の宇宙開発は第1世代のれい明期を過ぎ、既に第2世代の宇宙実験および利用の初期に位置している。米国のスペース・シャトル、ヨーロッパのアリアン・ロケットの稼動する1980年代以降も、これらと競合併存しつつ広範多様な宇宙活動を安定的に効率よく実施していくためには、宇宙活動を強力にバックアップする宇宙輸送システムについて最適な長期計画がたてられねばならない。

政策大綱においては、1985年頃から10年以上我が国の主力機種として活用でき、低軌道で4～5 ton 程度、静止軌道で500～800 kg 程度の人工衛星の打上げ能力をもつ新しいH-Iロケットの開発・運用をはかること、H-Iロケットはその後の1990年代のH-IIロケット、および、軌道間輸送機(OTV)の技術を蓄積させるような形で開発を進めることとしている。H-IIロケットについては、1990年代の宇宙開発活動として行なわれる低加速度打上げ、低減速度回収、有人活動を支援できるロケットとして必要ではあるが、技術的見通しの十分立たない現時点においては、一層の調査研究を進め、その成果を踏まえ、また、内外の宇宙輸送システムの開発・計画動向も見て、1981年頃に進むべき方向、進め方を決定するとしている。そして、H-IIロケットについては、

当面、宇宙開発事業団が東京大学宇宙航空研究所、航空宇宙技術研究所の協力を得て調査研究を進めるよう指示している。

このような情勢の下で当所では宇宙研究グループと角田支所協同で、将来あるべきHロケットについてシステム・スタディを行なっており、未だその緒についたばかりではあるが内外のHロケット研究に資するよう第1報という形で調査研究成果の一部をここに記す次第である。なお、この報告は昭和53年秋の時点でまとめられたものである。

1.2 Hロケットの諸条件

新しい宇宙輸送システムを検討・計画するに際して要求条件と制約条件を明確にしておく必要がある。ただし、各種条件は同じような重みがある訳ではなく、当然ポイントの置く順序を考え、全条件を満足するような解が得られない場合には条件の一部を修正、あるいは撤去する必要もあろう。条件の中には未だ検討が十分でないために過度な条件となっていることもあろうし、また、国内および世界情勢によっても変化しうるものであろう。

H-Iロケットについては宇宙開発事業団から具体案が、H-IIロケットについては諸機関から種々の概案が出されているが、ここでは、H-I、H-IIロケットを一つの大きなHロケット・システムとしてとらえて基本的なところから検討を進めることとした。限られた人員、予算、期間の内で満足すべき結果を得ることはきわめて困難ではあるが、我が国の宇宙輸送システムの検討の一助となれば幸いである。

現段階においてはこれら条件の項目自体もその内容も明確でなく、それら諸条件のウエイト付けも含めて広くコンセンサスが得られていることも必ずしも多くない。従って、ここではさしあたって、考えられる諸条件を列挙し、それぞれの問題点、討論すべき点を示すにとどめ、それ以上は一層の調査、討論、解析を行なって、より具体化することが現実的な手段であろう。

1.2.1 性能

(I) H-Iの運用開始予定時期の1985年には、N-IIロケットのミッション能力も向上していると思われる。N、N-IIと系列化して考えると、H-I

* 昭和54年8月15日受付

I の能力はどの程度が妥当か。

- (2) H-I ロケット自体、どの程度のミッション能力の発展が要求され、それをどの程度満足できるか。
- (3) 将来の衛星、宇宙船に不可欠な大容量、大直径収納能力はどの程度が要求され、また、実現できるか。
- (4) 宇宙の利用に際して静止衛星と同じ程度に重視される太陽同期衛星を打ち上げることは可能か。可能な場合にはそのペイロード能力はどの程度が要求されるか。
- (5) 一年を通して発射の機会を常時得ることはできるか。

1.2.2 経費

- (1) H ロケット、OTV 等の開発費として、年間、および、計画期間中どの程度の予算が割当てられるか。
- (2) 経費の制約から一時に多くのサブシステムの開発が困難な場合、経費の重点的割当てをどのような方針の下に行なうのか。
- (3) 国際的店品としてのHロケットを目指す場合、スペース・シャトル、あるいは、アリアンを考慮して、打上げコストとしてどの程度を目標とするのが妥当か。

1.2.3 信頼性

- (1) これからの宇宙輸送システムでは特に信頼性が重視されようが、その目標をどの程度に設定するか。
- (2) たとえ有人システムでない場合でも、アポロ能力を備えて実質的に信頼性を高めることは考えられるか。

1.2.4 有人飛行

- (1) Hシリーズ・ロケットの開発において、どこから有人化を目指すか。
- (2) 有人システムのための信頼性設計、システム管理等は、使い捨て型ロケットの延長上にあるか、なければ、どのように解決して行くのか。
- (3) 搭乗者は単なるペイロードであるのか、あるいは、飛行システムの一部として取込んで考えるのか。
- (4) 低g有人飛行のための打上げロケットの環境条件（例えば最大加速度）はどうあるべきか。
- (5) 打上げ時のアポロ能力はどのようにして備えるのか。

1.2.5 安全・公害

- (1) 発射場の保安距離の算定、保安区域、警戒区域の設定はどうあるべきか。既存射場での対応はとれるか。
- (2) 規制が厳しくなる情勢の下で、社会に及ぼす公害を今後長期間にわたって問題とならない程度に抑えられるか。

1.2.6 自主技術

- (1) 技術援助によっている技術・サブシステムの国産化については、どのサブシステム、部品を、いつ迄に、どのような形態で国産化を行ない、あるいは、代替システムの開発・採用を行なうか。

1.2.7 既存技術の活用

- (1) M, N ロケットの開発時に確立した技術の内、真に我が国の技術となったものは何か。
- (2) 外国からの援助によっていた技術の中で、将来の我が国の宇宙輸送システムのためのキー・エレメントとなる技術は何か。その国産化の現状、および計画はどうか。
- (3) 諸外国から恒久的、安定的に供給されうるサブシステム、部品、材料は何か。
- (4) 大型使い捨て型ロケットの設計開発に必要な技術で欠如しているものは何か。また、それをどのように埋めていくか。
- (5) 再使用型ロケットの設計開発に必要な技術で、我が国に備っているものは何か。欠けている技術はどのようにして充足していくか。
- (6) H-I から H-II へ移行する際の技術ギャップを小さくするにはどのような方策をとるべきか。
- (7) OTV へのHロケット技術の効率良い移行のためには、両者はどのような関係が好ましいか。

1.2.8 国際関係

- (1) スペース・シャトルは低軌道へ大重量大容量ペイロードを定期的に低コストで打上げ、他のミッションも全て可能な1980年代の代表的な再使用型宇宙輸送システムであるが、これと競合するのか。
- (2) 静止衛星800 kg以上を目的とする1980年代の代表的な使い捨て型ロケットのアリアンと競合するのか。
- (3) 独自の宇宙輸送システムを持たない諸外国の各種衛星打上げ要望は益々強まるが、この需要に応えるよう対処するのか。
- (4) 主に国内ミッションを満たすために打上げを行ない、国際的には何も分担しないのか、あるいは、スペース・シャトルやアリアンのミッションを補

充するよう目指すのか。(例えば、小型ペイロード、ある種の実験、救助、補給、連絡)

- (5) ロケット全体システムの世界進出はとりたてて考えないにしても、上段、OTV、あるいは、推進機関等の主要コンポーネントの輸出は目指すのか。
- (6) ポスト・アリアン、ポスト・シャトルにおいて国際協力を強力に進めて共同開発を行なうこと等は考えないか。
- (7) ELDOの失敗からみて本格的に同格の国際協力を行なうことには問題があるので、今後共このような形の国際協力は行なわないのか。

1.3 Hロケットの概念区分

Hロケットがどのような構成、方式をとり、具体的にどのような形状となるかの検討を早急に行ない決定することはさきわめて困難であり、M、Nロケットによる基盤となる技術、ミッション要求、費用の制約、国産技術の育成と国際協力のバランス、欧米宇宙輸送システムとの関係等を総合して、慎重に進める必要がある。この報告はシステム研究の第一歩であるので、最初は考える 방식을網羅し、それらを指摘するにとどめている。

1.3.1 発射方式による区分

発射方式として、地上、海上および空中のそれぞれに対して垂直および水平発射を組合せた場合の区分を表1.1に示す。この各種方式の中で現在でも技術的に可能な方式は、地上からの垂直発射と海上基地からの垂直発射であり、これ以外にスペース・シャトル、または、単段シャトルをとりあげてみると、将来性はあるが未経験な方式としては、海上基地からの水中発射と小型シャトルの航空機からの水中発射が考えられる。

1.3.2 回収方式による区分

宇宙輸送システムのコスト低減のための第一の方策は再使用性であり、このためにシステムの全部あるいは一部の回収が必要となる。回収は材料実験ミッション、有人飛行、あるいは、地上の人口稠密地区への衝突防止のためにも必要な技術であるが、さしあたってのミッションの一つに、将来宇宙輸送システムを反覆使用する際の再使用コスト推定のためのデータ収集ということも必要と考えられる。回収といっても減速度が10gをこえる弾道回収もあれば2g以下の減速度しか受けず一般人の搭乗も可能であり、また、縦横方向に飛行距離が任意にとれる揚力回収、すなわち、有翼回収もあり、その技術

表1.1 発射方式による区分

発射場	発射姿勢と施設等		実 例 等	特 徴
地 上	垂 直		従来ロケット, およびスペース・シャトル	保安上制約大, 極軌道打上げ困難, 地球自転速度の利用小, 打上げ時期制約(以上九州の場合), 既存施設の有効利用, 運用経験大, 施設変更容易
	水 平	自 走	航 空 機	飛行場の利用可なるも利用可能な飛行場少, 保安上の問題, 離陸時公害大, ペイロード比小, 輸送容易, 発射位置・方向任意
		助 走	カ タ パ ル ト	経験無, ペイロード比小, 離陸時公害大, 敷地確保困難
海 上	垂 直	海上基地	サ ノ マ ル コ	保安上制約小又は無, 南太平洋を利用すれば打上時期制約無, 極軌道打上容易, 地球自転速度利用大, 公害少又は無, 補給経費大
		発 射 管	ポ ラ リ ス	打上げ制約無, 大型ロケット困難, 未経験, 液体ロケットに適用困難, 発射位置・方向任意, 公害無
	水 平	海上基地		(垂直発射基地と同じ), 大型のため経費大
		飛 行 艇		発射位置・方向任意, 輸送容易, 速度増分小, 大型飛行艇無, 離陸時公害少, 発射時公害無, 大型ロケット困難, 搭載分離技術
空 中	垂 直	落 下 傘	小型観測ロケット	発射位置任意, 大型ロケット不可能, 発射時公害無, 母船からの降下技術
		気 球	ロ ッ ク ー ン	大型ロケット不可能, 放球技術, 保安技術, 発射時公害無, 発射位置任意, 放球場所制約
	水 平	飛 行 機	揚力飛行体 X-15	発射位置・方向任意; 輸送容易, 離陸時公害小, 大型ロケット困難, ペイロード比大, 国産大型航空機無, 保安上制約

内容には大きな巾がある。宇宙輸送システムと回収の関連を表 1.2 に示す。

高価な飛行体を回収した際に回収、再生のための経費が高く回収率も悪ければ、低コスト使い捨て型飛行体の

方が全体的に低コストとなりうる。この状態は特に開発費が大きく、また、飛行頻度の低い場合に十分におこりうることである。

海上回収は海に囲まれた我が国では圧倒的に陸上回収に比べて容易であるが、海水による腐蝕を考慮せねばならない。陸上回収は国土の狭い我が国では、将来にわたって考えにくい、第 2 章に記す海上基地の活用は検討の価値があろう。

有翼回収の最大欠点は打上げ時、および、宇宙空間で全く不必要な翼による重量損失であり、これを除き、また、より単純な準弾道回収で低減速度を実現するための飛行体も考えられている。これは垂直発射のまゝの状態です。垂直降下・着陸する直径の大きい単段式ロケットであり、上昇、軌道離脱、軟着陸のために胴体底部周辺に多数のプラグ・ノズルのロケット・エンジンを配置し、再突入時には液体水素でこの底部を冷却する。この方式で低減速度回収も可能であるが、バリスティック・パラメータ $C_D S/w$ の特に大きい値が必要となる。この初期解析は第 6 章に示す。

我が国は未だ回収技術が確立していないが、H ロケッ

表 1.2 回収方式による区分

● 実用または開発中
○ 有望

		弾道・パラシュート	操縦可能カプセル・パラシュート	有翼	弾道・逆推進
衛星		●	●		
高価なシステム		○			
多段式ロケット スペースシャトル	上段	○		●	○
	ブースタ	●		○	○
単段式シャトル				○	○

表 1.3 ロケット構成による区分

L : 液体ロケット
S : 固体ロケット
A : 航空機発射
長ビ: 長期ビジョン記載

	0 段または SOB	1 段	2 段	3 段	対応する計画名
L のみ		L			地上発射単段シャトル・長ビ
		L	L		スペース・シャトル初期案 多くの使い捨てロケット
		L	L	L	アリアン・サターン V 他 多くの使い捨てロケット
L・S 併用		S	L		スペース・シャトル, 長ビ
		S	L	S	長ビ
	S	L			長ビ
	S	L	L		長ビ
	S	S	L	S	長ビ
	S	L	L	S	N, NII, 長ビ
S のみ		S	S	S	長ビ
	S	S	S	S	M
A + L または S	A	L			航空機発射単段シャトル, 長ビ
	A	S	S		
	A	S	S	S	長ビ

トの検討に際しては再使用性、回収ミッションを考慮する必要があるため、回収を含めてHロケットを総合的に検討せねばならない。

1.3.3 ロケット構成による区分

内外における現存または計画中の打上げロケット、欧米におけるスペース・シャトル、ポスト・シャトルの検討、我が国における長期ビジョンにおける各種ロケット形状案等、ロケット構成についての議論、計画案は多い。これらの内から総合的に我が国の宇宙輸送システムとして適したシステムを選択することは、H-I、H-IIロケットの実用期間が20年以上にもわたり21世紀にも存在価値が失なわれないようにと考えると、慎重に行なわれなければならない。表1.3に考えられるロケット構成による区分を示すが、内外の計画案は一応殆ど全て網羅されていることがわかる。これらの組合せは、エンジン、ステージのクラスタ化、あるいは、再着火等によって、更に一層複雑になる。

1.4 1980年代以降の欧米の宇宙輸送システム

自由社会における1980年代以降の宇宙輸送システムの概略を記し、それと競合あるいは競合しないまでも比較される我が国のHロケットの検討計画に際しての参考とする。1980年代に実用期に入る米国のスペース・シャトルとヨーロッパのアリアン・ロケットは対照的な性格を備えており^{1,3)}、前者は最新技術による再使用型宇宙輸送システム、後者は従来技術による使い捨て型ロケットである。この両者の比較を通して我が国の将来ロケットH-I、H-IIのイメージもあらわれてこよう。この二大システムの間をぬって、実現性に疑問をもたれ、また、事実計画が中止されたが、西ドイツ民間企業によるOTRGA(1.4.3参照)もあり、その着眼点に興味をいだかされる。この1980年代は宇宙実用期の初期に過ぎず、この後の1990年代以降、ますます、宇宙開発は大規模、日常的なものとなり、ポスト・シャトル期に入る。我が国のH-Iロケットは1985年から1995年頃までの実用、H-IIロケットは1995年から実用化と考えると、これら欧米の宇宙輸送システムの動向を見て、国内、国際的に長期間存在価値の高いシステムであるようHロケットを決めていく必要がある。以下に欧米の宇宙輸送システムの概略を記す。

1.4.1 スペース・シャトル

スペース・シャトルについては情報も多く、調査^{1,4)}も広く行なわれているので改めて詳しく記す必要はないが、Hロケット検討の際に考えておかねばならぬことを中心にその概略を記す。

宇宙輸送システムの必然的な流れではあるが、スペース・シャトルは野心的な計画であることは間違いない。従来の使い捨て方式打上げロケットより大巾なコスト低減を目標としながらも、ペイロード能力、定期飛行性、一般人搭乗性、高信頼化を図り、未だ完全ではないが再使用性にふみきっている。この点、現在までに積み重ねられた技術の基盤に立っているとはいえ、技術的困難さはかなりの程度であると考えられる。Hロケットの検討を行なうに際して、大別してHロケットは現在開発中の代表的な使い捨て型打上げロケットのアリアン型か、再使用型のスペース・シャトル型か、あるいは、使い捨て方式H-Iから再使用方式H-IIへ移行するのか等の問題がある。

スペース・シャトルは打上げは垂直方式で従来の多くのロケットと同一であるが、着陸は航空機と同じ水平方式であり、ロケットと航空機技術の総合したものである。揚力飛行体形式で大気層を滑空し地上に水平着陸するオービタの基本技術は、M2-F2、X-24A等一連の揚力飛行体の試験で十分に実証されており、ロケット飛行機技術はX-15からもひきつがれている。再使用のためには回収が必要であるが、オービタは完全回収で一部再生後再使用、固体ロケット・ブースタはほぼ完全回収後かなりの再生を行なう。一方、外部タンクは回収不能で使い捨てと、全システムの完全再使用は次の世代にもちこされている。外部タンクは使い捨てではあるが準軌道に入るから若干の推進力を附加することにより低軌道へのり、宇宙ステーション等の実験にも使用する計画もあり将来の応用性にも富んでいる。

ユーザ側からスペース・シャトルを見た場合の利点はいろいろあるが第一は低コストであろう。初期の計画値より上昇はしているが、外国政府がスペース・シャトルを貸切って1ton 静止衛星を2機打上げる場合、打上げ費用総額は2300万ドル(約50億円)と推定される。コスト以外のメリットも多々ある。シャトルの故障によってアボートを行なう際は殆どの場合にペイロードも無事に帰還できる点は使い捨て型ロケットの失敗時には一般にペイロードを失うことからみると大きな利点である。待機軌道にのって十分なチェックアウトを行ってから衛星を静止軌道へ打出せることも、従来型ロケットのチェックアウトは地上で発射前に行なわねばならぬことと比べての特長の一つであろう。ペイロードを搭載するオービタの積荷室の大きさは直径4.6m、長さ18mと大きく一般人が耐えられるよう最大加速度を3gと抑えたことともあいまって、今後の宇宙活動にとって非常に望ましいものである。このように画期的な新しい宇宙輸送シ

テムではあるが、その基盤となる技術が米国においては十分に備わっていたか、あるいは、熟しており、その構想が突然もち上がった訳ではないことに注意せねばならない。揚力飛行体については既に記したが、例えば固体ロケット・ブースタはタイタンⅢCロケットの実績、あるいは、大型固体ロケットの技術開発の結果、推力方向制御システムも含めて殆ど問題がなく、未経験分野は海上回収技術に一部残っていた位であろう。新しくて重大な技術的問題点は耐熱構造と高圧燃焼液体水素エンジンの二つであろう。しかし、これも、耐熱構造ではアポロ、軍用の経験があり、エンジンについては、サターンV型エンジンが基盤としてあり、寿命の点で大きな問題はあまるものの既存技術とのギャップは埋められつつある。

1.4.2 アリアン・ロケット^{1,3,1.5)}

フランスを中心としてヨーロッパが共同で開発しているアリアン・ロケットはスペース・シャトルと同時期に稼動に入るべく開発が行なわれている。ELDOの失敗を貴重な踏み台として、従来方式設計と従来技術を可能な限り流用し新規技術の開発を徹底的におさえ、コストの低減、リスクの減少を図っている。

全重量約200 ton、全長47m、最大径3.7m、フェアリング内径3mで、1、2段推進剤は N_2O_4 /UDMH、3段に液体水素ロケットを搭載する3段式使い捨て型ロケットであり、赤道上のギアナから打上げられ遷移軌道に1700 kgのペイロードをのせる能力をもつ。このアリアン1型を若干性能向上することにより、約30%のペイロード打上げ能力の増加が見込まれている。さらに長期的には、2倍あるいはそれ以上のペイロード打上げ能力と部分回収も計画されている。アリアン1型の開発に際しては、従来技術の流用を極力はかっているため開発費は比較的安く抑えられているが1機当りの製作費は約70億円である。従って、1 ton 静止衛星打上げのコストはスペース・シャトルにSSUS-Aをつけた場合の約3倍となろう。太陽同期、脱出軌道の打上げも可能であり、将来型では有人ミッション、再使用性も考慮している。

スペース・シャトルと同時期に実用に入るため、ユーザの取り合いとなるが、その時にスペース・シャトルと共存しうるか、どうか大きな関心事である。スペース・シャトルに比べて打上げコストは高く、それ以外にシャトルは多くの有利点をもっているので経済的比較のみではアリアンに有利であるとは到底いいがたいが、自由社会における宇宙輸送システムの独占をめざす米国に対抗する欧州の姿勢が全体の流れを左右しよう。

1.4.3 OTRAG^{1.6)}

西ドイツの軌道輸送・ロケット会社(Orbital Trans-

port-und-Raketen Akiengesellschaft, OTRAG)が商業用衛星打上げロケットとして開発を進めていた多数モジュール方式のロケットであり、その目標はスペース・シャトルに搭載するには政治的、技術的に問題のある衛星の打上げを極めて安価に行なうことにあった。西独、ソ連、ザイール間の政治問題となり、その開発は中止されたが、その計画は極めて特異であるのでここに紹介しよう。

ORTAGは、徹底的な低コスト化を進め、基本モジュールの数百の組合せによって打上げロケットを組立てる方式で、スペース・シャトル、あるいは、アリアンとは全く異なる進め方であった。NASA, ESA共に、多数モジュールをベースとするこの計画には極めて懐疑的であったが、成功すればスペース・シャトルに十分対抗しうるかもしれぬこの不安も抱いていた。

ORTAGの基本単段モジュールは酸化剤の白煙硝酸、燃料のケロシン用各2本、計4本のタンクと、1基当り推力3 ton の推力可変エンジン4基からなる。推進剤は直径30 cm、長さ6.3mのタンクの2/3まで充填され同一タンク内の圧縮空気によりエンジンへ圧送される。

UDMHを燃料として用いないのは、コスト、毒性、入手性のためであり、また、極低温推進剤もシステムの複雑さのために使用していない。ポンプ供給方式を採用していない理由は、低費用では高信頼性が得られないためである。タンク胴部は鉄鋼製で燃焼室はアブレーション・ライナ付きの簡単なもので、放射状インジェクタを用いることにより不安定燃焼を抑制している。推力方向制御は複雑なジンバル機構を採用せず、推進剤を3段階閉式として対となる2基エンジン間の推力差により行なう。

この低コスト・エンジンの概念は1960年代、米国のTRW社^{1.7,1.8)}において技術開発が行なわれており、その技術を基盤としていと考えられる。軌道への打上げのためにはこの基本モジュールを多数組合せてクラスタの数を増減することによりペイロード能力が増減できる。多数モジュールの内の外側が燃焼しつくと切離されその内部のモジュールに加速がひきつがれる。最後にはコア・モジュールが推進して衛星を打上げるもので、構造効率、比推力が低いために全重量は同一衛星打上げの現用ロケットの2倍にも達するのが最大の欠点である。

600ユニット以上からなる軌道ロケットの打上げは1981年に計画されていたが、アトラス・セントール級的能力をもち低軌道に10 ton、静止軌道に1.5~2 tonのペイロード打上げ能力があると称していた。ペイロード直径が最大6.2mと大きくとれるのも特長である。発射場はアフリカ・ザイールにあり1978年5月には高度30 kmま

での打上げに成功しており、1979年に80ユニットによる最初の軌道打上げを予定していた。開発費は発射場を含めて4億ドルでアトラス・セントール級OTRAGの価格は1200万ドル(約26億円)と従来ロケットの約1/2であり開発終了後の1981年から1990年にかけて1年に10機の割合で打上げを計画していた。

1.4.4 ポスト・シャトル

スペース シャトルを完全再使用化すること、大重量打上げ能力をもたすことが、スペース シャトル後の宇宙輸送システムの主眼であろう。この二つの方策はいずれも運用コストの一層の低減化を目指したものであり、後者の考えは、太陽発電衛星等の大規模宇宙空間構築物の輸送から考えられ、この際、OTVの開発も低軌道への打上げシステムと同時に検討する必要がある。

NASAの考えている将来ミッションである静止衛星の再生修理、静止軌道ステーション、太陽発電衛星等は、人あるいは大重量物を静止軌道へ運搬、あるいは、連れ帰らねばならない。スペース・シャトルの改良、および第2世代シャトルの計画は現在数多く検討されている^{1,9)}。改良案の一例として、低軌道へのペイロード能力29.5 tonのスペース・シャトルを性能向上するために固体ロケット・ブースタを回収型液体ロケット・クラスタに替える案ではペイロードを40 tonに増すことができる。また、外部タンクと固体ロケット・ブースタはそのままにして、オービタ後部推進システムのみを生かしてオービタ前・中部をペイロードに替えると、ペイロードは68 tonに増大しうる。その他多くのスペース・シャトルの改良案があるが、次の世代のスペース・シャトルとしては、Salkeldの提案した単段シャトルが第一に上げられよう。その詳細は第7章に記述してあるが、その基本となる推進システムは燃料として液体水素とケロシンを併用する混合推進システムである。この単段シャトルも発射方式、着陸方式等によって形態も異ってくる。いづれにしても、完全再使用を達成してコストを低下させるためには、スペース・シャトルの外部タンクの如き使い捨て部分を廃止すること、断熱システム、高圧燃焼エンジンのようなクリティカル・サブシステムの長寿命化を図ることにある。

比較的小型の単段シャトル^{1,10)}としては、地上発射型は車輪あるいはスレッドを用いての水平発射方式、あるいは、大型輸送機からの空中発射方式が提案されている。車輪を備えた単段シャトルでは6 ton位のペイロードを低軌道へ打上げるのに適しているとされており、機動性に特長があるがペイロード比が低い欠点をもつ。空中発射式単段シャトルでは輸送機としてC-5を用いると低

軌道へ1.4 ton、さらに、外部タンクを使い棄てると1.9 tonのペイロード打上げが可能となる。この方式ではペイロードの絶対値は大きくとれないがペイロード比が大きいことと機動性に富む特長がある。現在のスペース・シャトルと同規模のペイロード能力をもつ中型単段シャトルについては、垂直発射と水平発射方式が数多く検討されているが^{1,10,11)}、その基本技術は混合推進である。ペイロードとして低軌道へ100ないし数百tonという大重量打上げを行なう、いわゆるHLLV(Heavy Lift Launch Vehicle)も各種の案が検討されているが^{1,11)}、全重量は5,000 tonをこすと思われており実現時期は20世紀末以降となるであろう。

1.4.5 軌道間輸送機

低軌道への打上げを目標とするスペース・シャトルの場合、高々度軌道、静止軌道へのペイロードの配送、あるいは、回収、および、脱出軌道への探査機打上げのためには上段としての軌道間輸送機OTV(Orbit Transfer Vehicle)を必要とする。スペース・シャトルの場合、無人使い捨て型多段式固体ロケットであるIUSや、SSUS-A、SSUS-Dが暫定的OTVとして開発中であり、アリアンの場合にはアポジ・ブースタ・モータがこれに相当する。OTVについての調査検討は文献^{1,12)}に詳しいが、将来の我が国の宇宙輸送システムを検討する際に、打上げロケット、OTVおよび回収の三つのシステムを総合して組上げて行く必要がある。OTVについては、推進システムは液体、固体、非化学ロケットのいづれか；使用モードは使い捨てか再使用か；また、2段式OTVであれば初段と2段で使用モードはどう変えるか；ペイロードは軌道への配送のみか、回収も行なうのか；ペイロード/OTVは有人か無人型か、等のバリエーションがあり、基盤技術、ミッション・モデル、開発および運用費、開発および運用期間等との兼ねいで検討されねばならない。

1. の参考文献

- 1-1) 宇宙開発委員会長期ビジョン特別部会：我が国の宇宙開発に関する長期ビジョン，昭和52年7月
- 1-2) 宇宙開発委員会：宇宙開発政策大綱，昭和53年3月
- 1-3) W. L. Pritchard; Ariane vs. Space Shuttle, *Astronautics & Aeronautics*, Apr. 1978, pp. 12~15, 35
- 1-4) 長洲秀夫他：スペース・シャトルに関する調査，日本航空宇宙学会誌，Vol.26, No.289, 特集号，1978年2月

- 1-5) 黒田泰弘, 大塚貞吉, 秋葉鍬二郎: フランスの極低温推進技術, 日本航空宇宙学会誌, Vol.24, No.265, p.66 - 73, 1976年2月
- 1-6) Low-Cost Satellite Launcher Developed by Germans, Aviation Week and Space Technology, Sept. 12, 1977, pp. 42 ~ 47
- 1-7) Low Cost Booster Engine Design, TRW Systems Group
- 1-8) Low Cost Booster Engines for Thrust Augmented Delta, TRW Systems Group
- 1-9) R. Salkeld and D. W. Patterson; Space Transports - New Headings for the Future, Astronautics & Aeronautics, Apr. 1978, pp. 28 ~ 34
- 1-10) R. Salkeld and R. Beichel; Mixed-Mode Rocket Vehicles for International Space Transportation Systems, Acta Astronautica, Vol. 4, 1977, pp. 213 ~ 217
- 1-11) B. Z. Henry and C. H. Eldred; Advanced Technology and Future Earth-to-Orbit Transportation System, AIAA Paper 77-530, 3rd Princeton Conference on Space Manufacturing Facilities, May 1977
- 1-12) 日本航空宇宙学会: 軌道間輸送機の概念検討, 昭和52年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 1978年3月

2. 海上発射基地の検討

日本においては、ロケットの発射基地は附近の航空路、航路、漁場および周辺の安全区域の広さなどの諸条件によって打上げ時期、年間の打上げ回数および打上げロケットの規模などに制約を受けている。陸上基地ではこれらの制約をゆるめることは困難であり、むしろ今後制約は一層強化される傾向にあると思われる。一方宇宙開発および研究の進展に伴ない、今後ロケット打上げ時のこのような制約に対する緩和が強く要求されよう。打上げ場所の選定に可成りの任意性を有する海上発射基地は空中発射と同様に上述の要求を満たす一つの方法である。しかしながらこの方法は技術的に未だ十分に検討されていない部分もあり、総合的検討が必要である。以下に海上発射基地の従来技術による海上固定方式および新しい方法について述べる。

2.1 海上固定方式の従来技術

海上に浮ぶまたは海岸や浅瀬などに固定する海上設備は造船技術によって十分に大規模な構造物を製造することができ、すでにパルプ工場を備えた船^{2,1)}(参考図 2.1) および船付場^{2,2)}(参考図 2.2) などが製作されている。また長さ 5 km に及ぶ滑走路を有する海上空港および STOL 用空港の設計も行なわれている。^{2,3,2.4,2.5)} これらの構造物の海上におけるフローティング方法および固定方式は以下のように分類される。

(1) 浮体方式 海上構造物に結合された水中の浮体によって、浮力を与える方式であり図 2.1 に示すように円筒状の浮体が海上構造物から水中に突出していて、その浮力で海上構造物を支えている。この方法によると波の高さ a_0 が一本の円柱に与える浮力の変化は円柱の断面積 S とすると $a_0 S$ であり、水面下の円柱の長さ l による浮力 $S l$ に較べるとその割合は $a_0 S / S l = a_0 / l$ であり、 l が a_0 より大きい場合には浮力におよぼす波の影響は小さくなる。また円柱の配置によっても波の影響を減少させることができる。

(2) ポンツーン方式 舟を並べ連結して水底に打込んだ杭などによって固定する方式であるが波の圧力が舟底に直接加えられるために、波高による舟の揺れが大きい。

(3) 擱坐方式 海岸または浅い海底に基礎を設置し船を基礎の上に曳航した後、船の水槽に注水し船体を沈めることにより船体を基礎に固定する方法であり、排水によって船体は浮上し再び船を曳行し他の場所に設置することができる。図 2.2 にその概略図を示す。

(4) ボーリング装置 (Self Elevating Platform)

プラットフォームから脚を出して海底に固定する方式であり、プラットフォームの大きさは $100\text{m} \times 50\text{m}$ 程度の装置^{2,6)} があり、水深は約 50m 程度で使用する。

2.2 ロケット打上げ基地の条件

ロケットの海上発射基地として使用可能であるためには発射台の動揺、荷重、ロケットおよび衛星の組立調整、移動、運搬、安全範囲および設置場所などの技術条件と航空路、航路、人口密度、漁業、通信、交通、公害などの環境条件また製造技術、既存設備および各関連機関との協力体制などの諸条件を全て満足するものでなければならない。以下にこれらの諸条件を示す。

技術条件

- (1) 発射台の動揺 周期約 10 秒で $\pm 5\text{mm}$ 以下の上下運動、加速度 $\alpha < 2 \times 10^{-4} g$
- (2) 発射台の傾斜角 0.1° (周期約 10 秒)
- (3) 発射時の荷重変動 $1000 t$
- (4) 慣性誘導装置調整台の動揺 上下および水平方向 1mm 以下 (周期 10 秒)、傾斜角 $1/100^\circ$ 以下。(検出装置を取付けて、台の動揺が規定値以下の場合に慣性誘導装置の調整を行なう)。
- (5) 整備組立 ロケットおよび衛星の整備組立がランチャーの近くで可能であり、ランチャーまでの移動も容易であること。
- (6) 諸設備 燃料供給設備、テレメータ装置、レーダ装置、光学観測設備、気象観測設備、通信設備、指令室などの各種設備を有すること。
- (7) 安全 ランチャーと指令室との距離は 300m 以上。
ランチャーと人家との距離は 5km 以上。
ランチャーと人口密集地区との距離は 30km 以上。
- (8) 運搬 他の運搬船からロケットの積換が容易であり、また曳航可能な構造の船体であること。

環境条件

- (1) 航空路および航路 頻繁でないこと。
- (2) 人口密度 過密でないこと、ただし交通、通信の便があること。
- (3) 通信、交通 通信回線があること、近くに港があること。
- (4) 漁業 漁業の大きな妨げとならないこと。
- (5) 公害 係留基礎工事などで公害を発生しないこと。

その他の条件

- (1) 製造技術 既存技術を用いること。

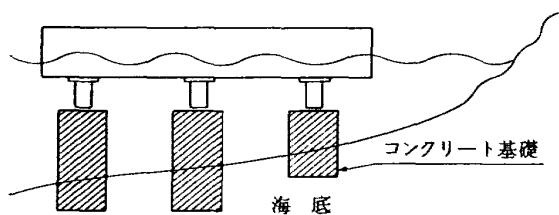


図 2.2 欄坐方式

- (2) 既存設備 追跡設備および通信設備が使用できること。(勝浦, 種子島, 沖縄, 筑波宇宙センター, 小笠原追跡所)
- (3) 関連機関 気象庁, 海上保安庁, 航空局などとの協力体制が得られること。
- (4) 費用 低コストであること。

2.3 NAL型海上発射構造物

第1項に述べた既存の方式による海上発射構造物では第2項の技術的条件を満たすのは困難であり, 海中に浮体を有し海底に係留される海上発射構造物 (NAL型海上発射船) を新たに検討する。その主なる設計方針として, (1) 波浪による船体の動揺を最少にすること。(2) 潮の干満による影響を無くすこと。(3) 海底係留方式。(4) 各種設備が備えられる広さを有すること。(5) 小型飛行機またはヘリコプターの発着が可能であること。(6) 運搬船または連絡船の接触が容易であることなどを考慮し以下に基本設計について検討する。

本構造物の特徴の一つは船体の動揺におよぼす波浪の影響を小さくするため水中の浮体により水面上の船体を支持する方法であり, 図 2.3 にその略図を示す。Aは海上のプレートでありランチャー, 整備塔, ロケット組立棟, 指令管制センター, 発電設備, 燃料タンク, 居住施設, 飛行場などの各種設備が設置される。Bは円筒状の浮体で円筒状バランス浮体に連結し, プレートAを海上に支持する。Bを水中に置く目的は波浪による船体の動揺を減少させることにあり, Bの設定位置は波浪の影響が十分に小さくなる水深にする。Cは断面が楕円状の筒

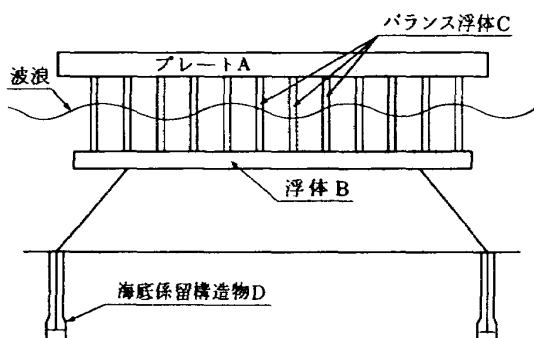


図 2.3 NAL型海上発射構造物

でありプレートAと浮体Bを連結する。バランス浮体Cの断面積 Sc の総和 nSc はプレートAの面積 SA より小さく, 波浪による船体の動揺は小さくなる。波高を a_0 , 波長を λ_0 とするとバランス浮体Cの1本に生じる浮力 F は

$$F = a_0 \cdot Sc \quad (2.1)$$

であり, 巾 W の1波長範囲に n 個の浮体Cがある場合には, 半波長範囲における浮力 F の概略値は

$$F_{\frac{1}{2}\lambda_0} = \frac{1}{8} \cdot n \cdot a_0 \cdot Sc \quad (2.2)$$

浮体Cが無い場合の巾 W の半波長範囲の浮力 $F'_{\frac{1}{2}\lambda_0}$ の概略値は

$$F'_{\frac{1}{2}\lambda_0} = \frac{1}{8} \cdot a_0 \cdot \lambda_0 \cdot W \quad (2.3)$$

従って, 浮体Cによる効果は次式で評価される。

$$F_{\frac{1}{2}\lambda_0} / F'_{\frac{1}{2}\lambda_0} = n \cdot Sc / \lambda_0 \cdot W \quad (2.4)$$

また船体の長さが波長に較べて長い場合, 船体の動揺は大きく減少する。また船の向きを変えて, 浮体Cの方向を波の方向と一致させると波浪の浮力におよぼす影響はさらに小さくなる。浮体Cの他の効果は, 船体が自由に浮上している場合, または曳航されている場合にプレート上の荷重の変動と浮力のバランスを保持することができることである。しかしながらプレート上の荷重変動によって大きく沈み易い欠点がある。これはロケット発射時に不具合を生じる原因となり得るが, 船体を海底の係留構造物にワイヤーで個定する方法によりこの欠点を除去することができる。この方法は船体を海底からワイヤーで引張り, 船体にバイアスの浮力が与えられた状態を作る機構であり, 本構造物の最も大きな特徴となっている。図 2.3 および図 2.4 は海底の係留構造物Dにワイヤーで浮体Bに係留した場合の状態を示す。図 2.4 の点線で示す船体は係留前の状態であり, 波面より浮体Bまでの水深は h' である。係留構造物D上まで船体を曳航した後, 浮体Bの水深が h になるまで注水を行ない船体を沈める。水深が h になると, 注水を停止してDおよびB間をワイヤーで継ぐ, 次に浮体Bの中の海水を排水すればその排水量に等しい浮力が生じるがワイヤーのために

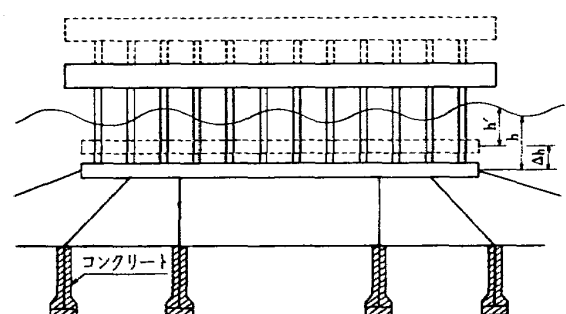


図 2.4 海底係留による構造物の静止状態

浮体 B の位置は変化せず、その浮力に等しい値のワイヤーに生じ平衡を保つ。したがって、プレート上の荷重の変動の範囲が排水重量の範囲内であればプレートは上下方向に変動せず一定水準位置を保つ。例えば注水量と排水量が等しい場合には、浮体 C により増加した浮力 ΔF_c は

$$\Delta F_c = \rho_n (h - h') S_c = \rho_n \cdot \Delta h \cdot S_c \quad (2.5)$$

ただし、 n は船体に設置された浮体 C の数であり、 ρ は水の密度である。

プレート上の荷重変動を ΔF_p としワイヤーの本数を n_w とするとワイヤー 1 本に生じる張力 T_w は次式で表わされる。

$$\begin{aligned} n_w \cdot T_w &= \Delta F_c - \Delta F_p \\ T_w &= (\Delta F_c - \Delta F_p) / n_w = (\rho \cdot n \cdot \Delta h \cdot S_c - \Delta F_p) / n_w \end{aligned} \quad (2.6)$$

海底係留構造物 D は (2.6) 式で求められる張力 T_w に耐えるものでなければならない、その構造については各種の方法が考えられるが既存の方法^{2.7)}の例を図 2.5 に示す。

船体の設計にあたっては、船体の設置場所における波高、波長、風速およびそれぞれの方向に関する統計資料が必要であり、港湾の新設の場合などでは、一般に一年間の波高測定が行なわれている。

図 2.6 ～ 図 2.9 は 1954 年より 1963 年までの太平洋日本近海の波高の 10 年間の統計資料^{2.8)}であり、図 2.6 および図 2.7 は 1 月および 8 月の波高を示し、図 2.8、図 2.9 は年間の波高の分布を示す。図 2.10 は波高と周期との関係を示す図であり、図 2.11 および図 2.12 は風速および風方の分布を示す。また表 2.1 ～ 表 2.3 は 1964 年から 1973 年までの 10 年間の波および風に関する資料^{2.9)}であり表 2.1 は波高と周期、表 2.2 は波高と方向との関係を表わす。これらの分布図から年間を通じて波高が 2.75m 以下の場合が約 95 % 以上とみなすことができる。したがってここでは、波高 3m および周期 10 秒をロケット発射時の条件とし、波高 15m を船体の設計基準とする。

次に浮体 B の水深を設定することにする。水面の波の振幅 a_1 は波高の 1/2 であり、水中の圧力変化は水中の波の振幅 a に比例し、水中の物体に力を与える。しかしながら波の振幅 a は、水深と共に急激に減少し水深が深くなるとその影響は小さくなる。水深 h における波の振幅 a は

$$a = a_1 \cdot e^{-(2\pi/\lambda_0)h} \quad (2.7)$$

であり、計算結果を図 2.13 に示す。 $a_0 = 3m$ 、 $\lambda_0/a_1 = 20$ とすると、 $\lambda_0 = 60m$ であり、水深 h と波長 λ_0 の比を 0.5 とした場合

$$h/\lambda_0 = 0.5$$

$$h = 30m \quad (2.8)$$

したがって図 2.13 から

$$e^{-(2\pi/\lambda_0) \cdot h} = 0.045$$

(2.7) 式より

$$a = 0.045 \cdot a_1 = 0.135 \quad (2.9)$$

すなわち波の影響は約 1/20 になる。また浮体 B の長さが波長 λ の 10 倍以上であることおよびその配列により、波の影響は 1/200 ～ 1/1000 になる。

浮体 B の排水による浮力 (バイアス浮力) ΔF_B はプレート上の荷重変動 ΔF_p および波浪による浮体 C の浮力変動よりも大きくなければならない、すなわち

$$\Delta F_B > \Delta F_p + n \rho a_0 S_c \quad (2.10)$$

$n S_c$ の値はプレートの面積 S に較べて小さい程波浪の影響が小さいが、船体が固定されていない状態または曳航中では、船体到大波または風などの荷重が加えられた場合にその荷重は (2.5) 式で示される ΔF_c とバランスしなければならず $n S_c$ が非常に小さいと Δh の値が大きくなり、船体は不安定となる。ここでは $n S_c$ とプレート面積比を 1/40 とする。

$$n S_c / S_A = 0.025 \quad (2.11)$$

プレートの面積は、ロケット打上げに必要な諸設備を設置できる広さでなければならない。以下に主なる諸設備^{2.10)}の寸法を示す。(縦×横×高さ、単位 m)

(1) ロケット整備塔 (組立、整備、ambient)

20 × 20 × 50

小型ロケットランチャー 10 × 10 × 20

(2) ロケット組立整備棟 30 × 40 × 15

(3) 発射管制棟 10 × 10 × 4

(4) 指令センター 20 × 20 × 5

(5) テレメータ・ステーション 10 × 10 × 4

(6) 衛星組立整備棟 20 × 10 × 5

(7) レーダ 10 × 10 × 5

(8) 光学観測所 (5 × 6 × 4) × 2

(9) 通信、気象室 5 × 10 × 4

(10) 飛行安全観測室 5 × 10 × 4

(11) 会議、事務、医務室 15 × 30 × 4

(12) 火薬庫 10 × 10 × 4

(13) 点火薬庫 10 × 5 × 4

(14) 燃料貯蔵庫 (100 m³) 10 × 10 × 10

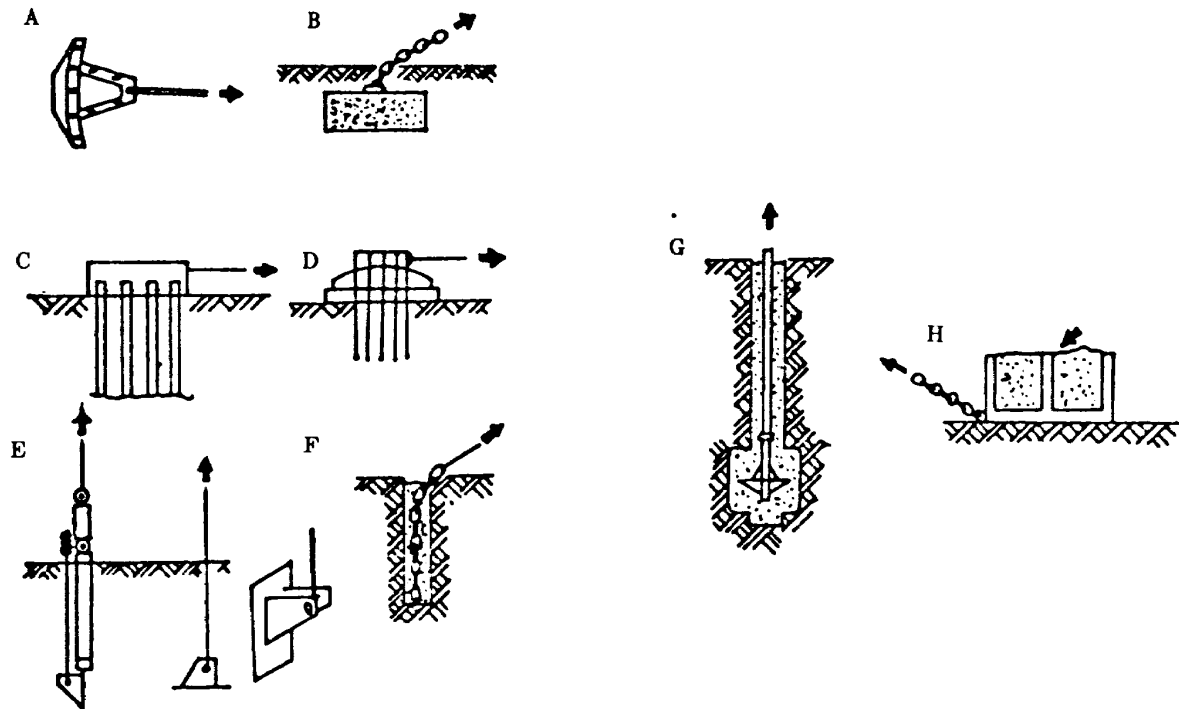
(15) 酸化剤貯蔵庫 (200 m³) 10 × 10 × 10

(16) 発電設備、高圧空気ポンプ設備 (排水用)

20 × 20 × 5

(17) 気象塔、通信塔 10 × 10 × 50

(18) 居住区、食堂、売店、理髪、喫茶、郵便局、娯楽



アンカー・シンカーの各種類

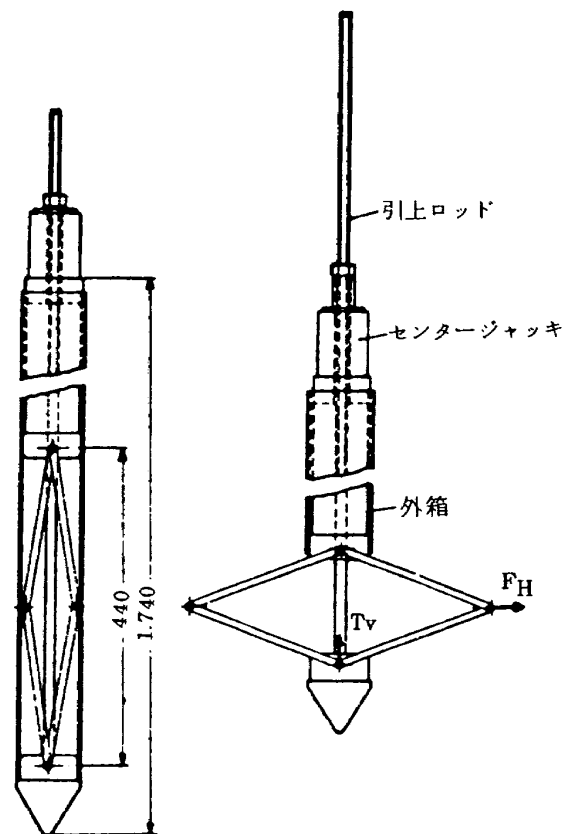


図 2.5 開脚型埋設アンカー模型

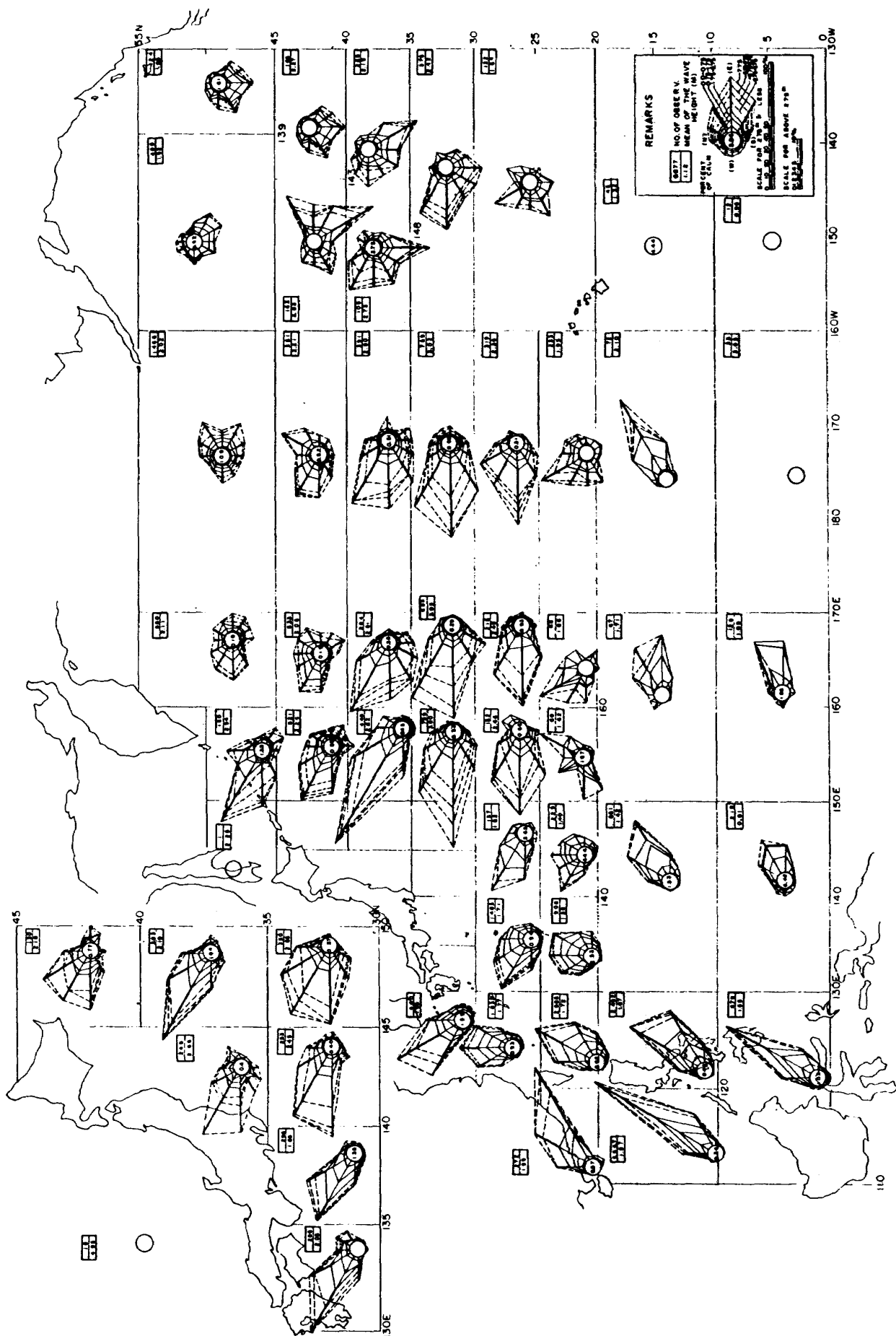


図 2.6 WAVE HEIGHT ROSE - JANUARY (1954 - 1963)

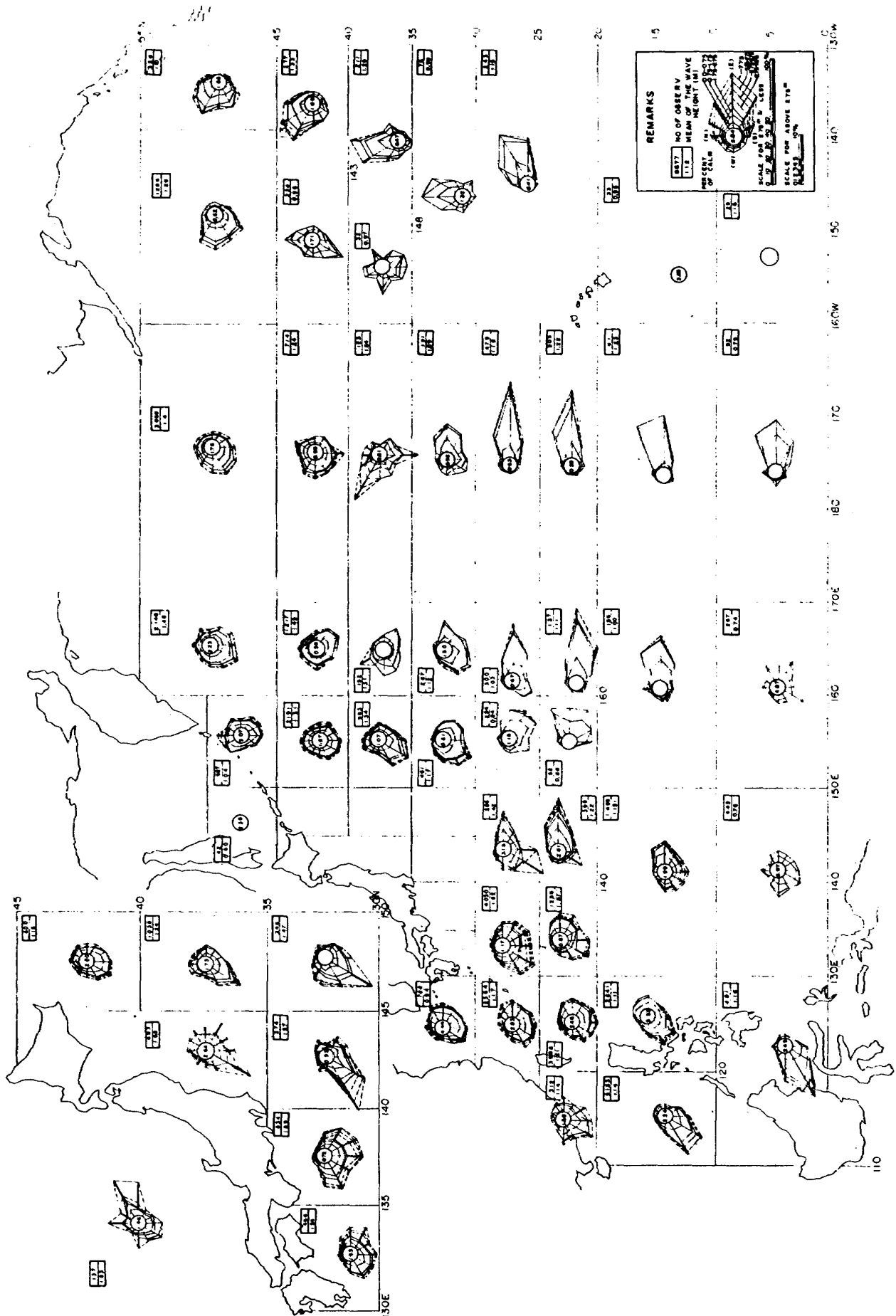


図 2.7 WAVE HEIGHT ROSE-AUGUST (1954-1963)

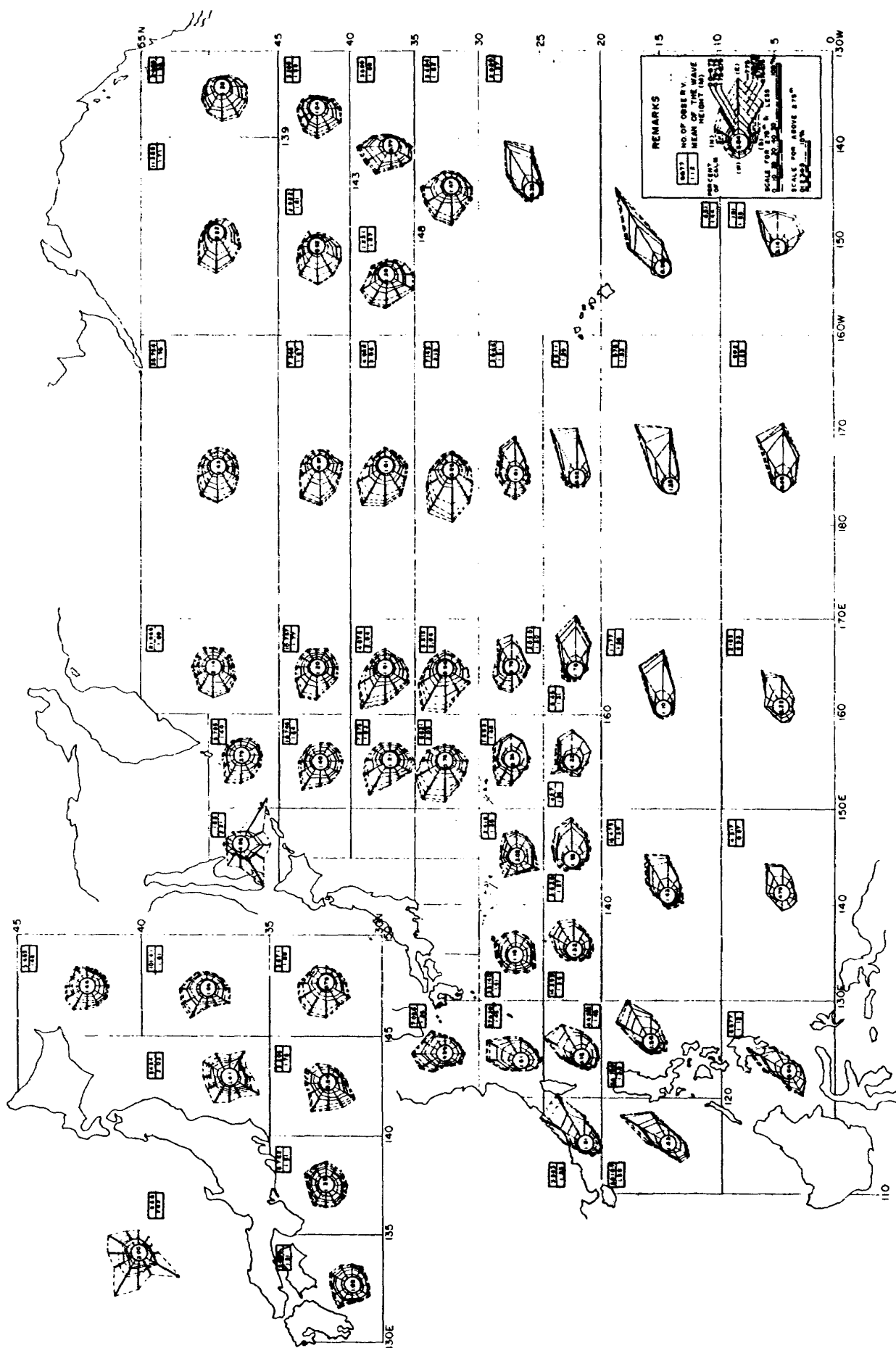


図 2.8 WAVE HEIGHT ROSE-ANNUAL (1954-1963)

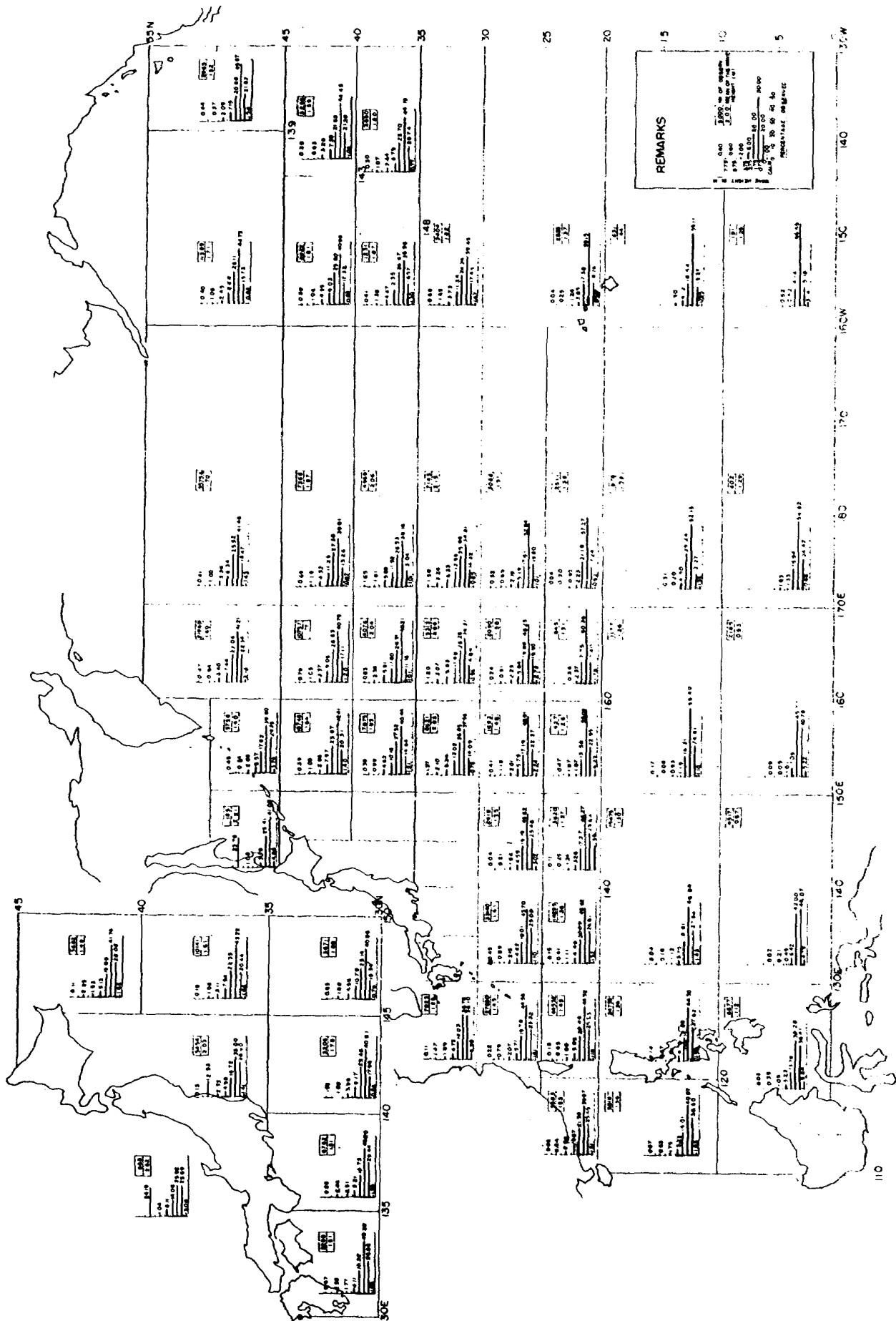


図 2.9 WAVE HEIGHT HISTOGRAM - ANNUAL (1954-1963)

NO. 31 (33140)

0.33	0.07	1.44	0.14	0.04		7.05	2908
0.17	0.68	6.35	0.71	0.12	0.04	1.64	4370
1.12	5.51	8.01	1.95	0.33	0.02	0.46	18.01
0.21	0.93	1.34	1.00	0.63	0.13	0.18	4.62
0.07	0.43	0.59	0.57	0.27	0.09	0.12	2.15
0.01	0.06	0.25	0.27	0.14	0.06	0.09	0.89
0.01	0.01	0.06	0.17	0.11	0.03	0.06	0.45
37.58	26.69	18.25	4.81	1.65	0.40	9.52	1.10

NO. 32 (2418)

0.87	0.64	0.77				5.13	75.48
0.96	4.59	0.37	0.21			0.58	45.62
1.99	5.46	8.35	2.40	0.63		0.17	19.19
0.21	0.50	1.36	1.78	0.54	0.12	0.08	4.59
0.21	0.25	0.83	0.29	0.29			1.86
0.04		0.08		0.04		0.04	0.21
		0.04					0.04
41.23	26.92	5.86	5.00	1.90	0.12	6.00	3.02

NO. 35 (14295)

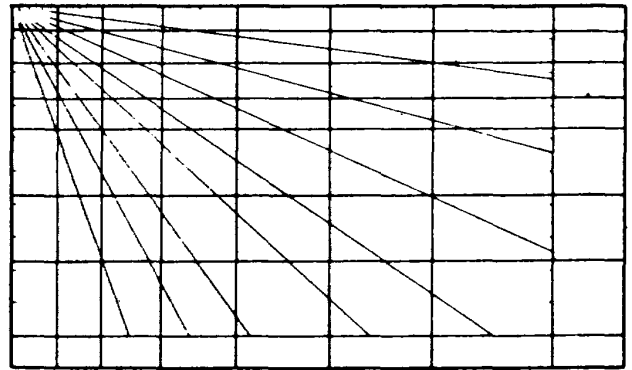
0.33	0.07	0.46	0.20	0.07	0.01	7.44	26.81
0.17	0.68	4.50	0.55	0.10	0.03	0.64	45.62
1.12	5.51	8.42	3.25	0.43	0.04	0.10	20.09
0.04	0.42	1.47	1.41	0.96	0.13	0.05	4.49
0.03	0.19	0.30	0.31	0.20	0.04	0.03	1.11
0.01	0.01	0.10	0.15	0.11	0.03	0.01	0.41
0.01		0.02	0.07		0.07	0.03	0.15
39.12	26.86	16.27	5.95	1.87	0.31	8.30	1.32

NO. 36 (3620)

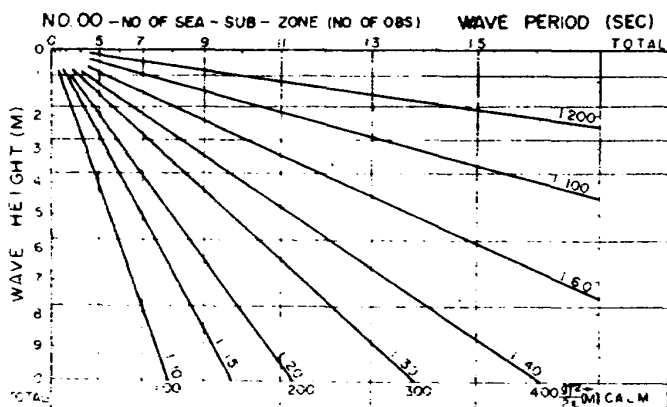
1.00	0.39	0.17	0.11			6.85	29.64
0.96	3.65	0.44	0.44	0.17		0.50	46.27
1.24	6.38	8.77	2.13	0.58	0.06	0.11	17.27
0.11	0.06	0.58	1.24	0.64	0.03		3.26
	0.39	0.39	0.36	0.06	0.06		1.24
		0.03	0.08	0.03		0.11	0.25
		0.06				0.06	0.11
43.51	28.48	11.85	4.42	1.85	0.30	7.62	1.96

NO. 39 (15475)

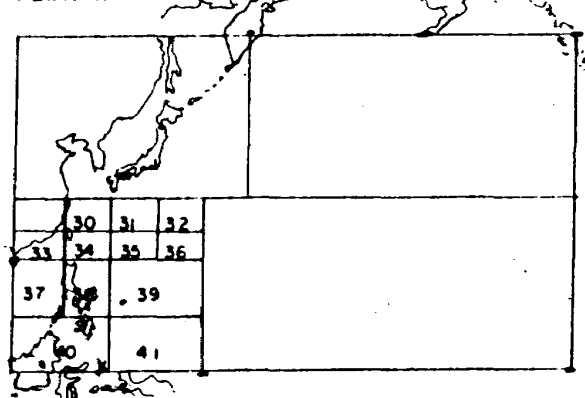
0.40	0.07	0.41	0.14	0.05	0.01	7.07	27.84
0.03	0.03	4.31	0.41	0.23	0.23	0.45	46.84
1.14	5.96	8.33	2.77	0.41	0.02	0.17	18.81
0.04	0.42	0.98	1.32	0.86	0.10	0.03	3.75
0.02	0.12	0.32	0.27	0.23	0.12	0.03	1.12
		0.07	0.05	0.01		0.03	0.16
0.01			0.03				0.04
41.82	27.30	14.43	4.98	1.78	0.48	7.79	1.43



REMARKS



REMARK TABLE OF SEA SUB-ZONE NUMBERS



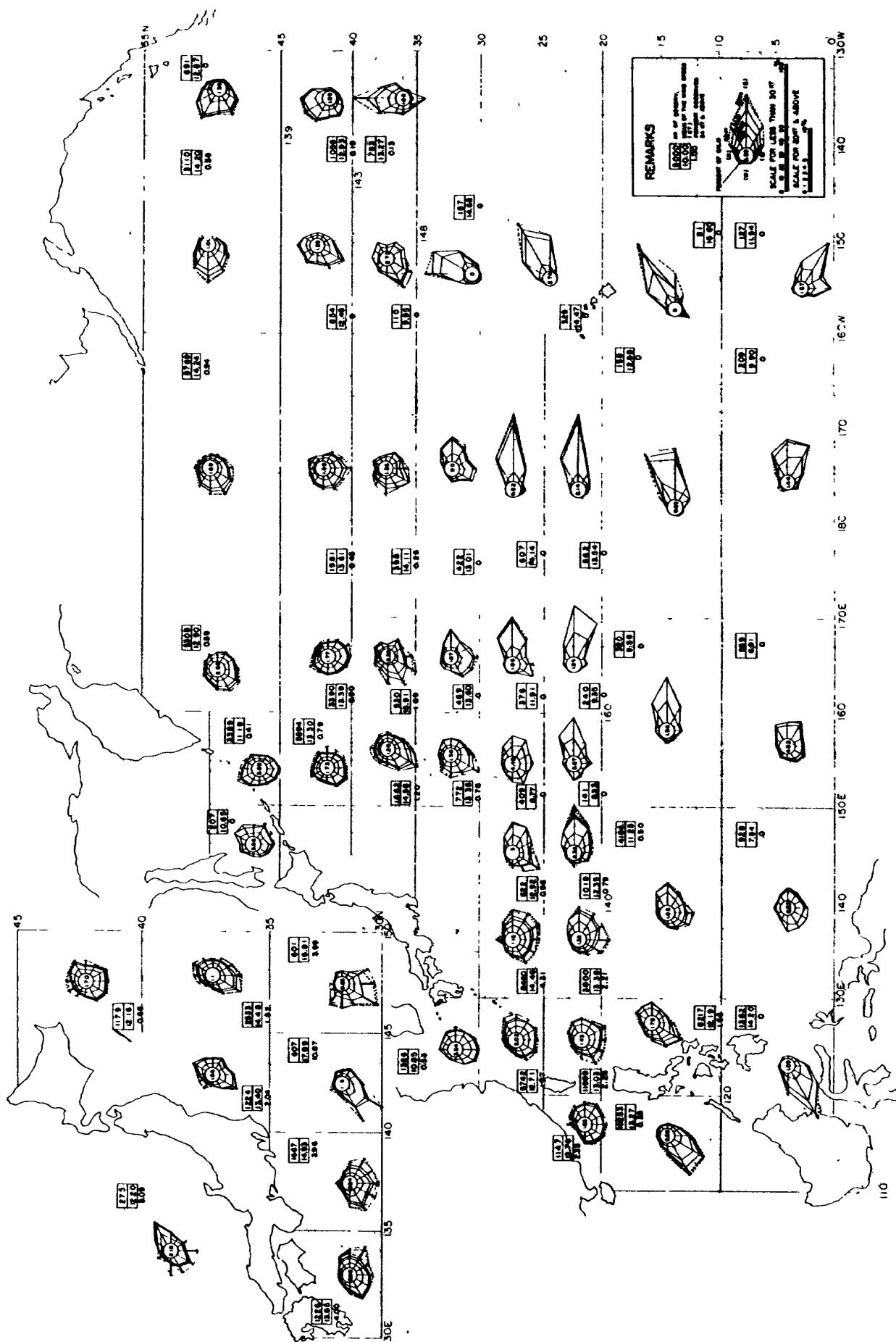
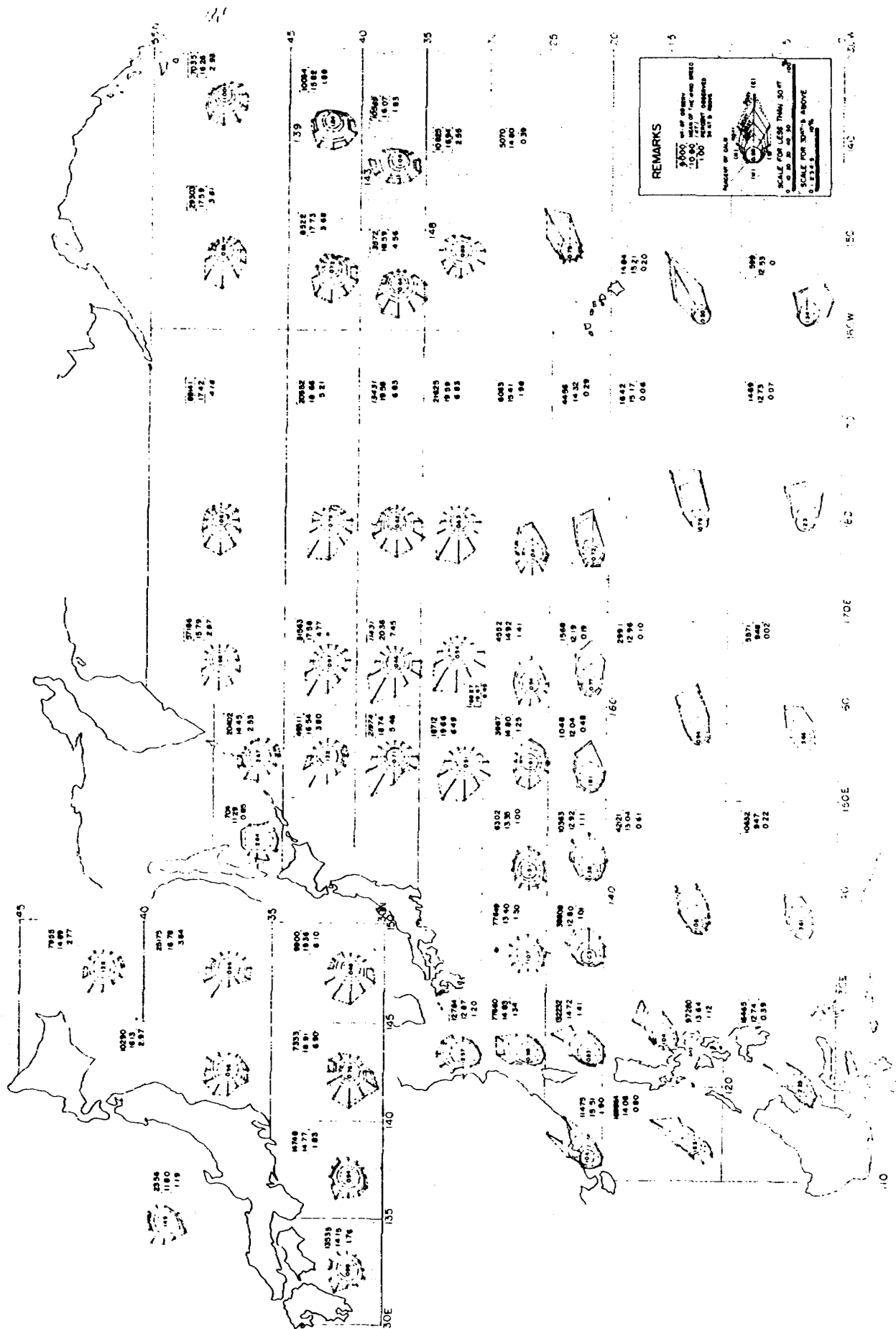


図 2.11 WIND SPEED ROSE-AUGUST(1954-1963)



2.12 WIND SPEED ROSE - ANNUAL (1954 - 1963)

表 2.1 THE STATISTIC ANALYSIS OF THE MARINE METEOROLOGY

* * * NORTH PACIFIC OCEAN * * *

PAGE 4.17.41

WAVE HEIGHT (M)		WAVE PERIOD (SEC)		ALL SEASONS		(1964-1973)		31865 SAMPLE TOTAL		1.085 MEAN OF DATA	
AREA	E14	(25N-30N, 140E-150E)		ALL SEASONS		(1964-1973)		31865 SAMPLE TOTAL		1.085 MEAN OF DATA	
CODE		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
		5	7	9	11	13	15	CALM	TOTAL		
1	0.00 -	2940 9.24	152 4.48	111 3.35	51 1.55	16 4.95	12 3.65	229 7.2	3517 11.03		
2	0.75 -	8754 27.47	3567 11.19	1882 5.90	247 7.6	204 6.2	122 3.8	-	14776 46.34		
3	1.75 -	2536 7.95	2918 9.15	2081 6.53	445 14.0	224 7.0	127 4.0	-	8331 26.13		
4	2.75 -	586 1.84	1114 3.47	1127 3.53	288 9.0	211 6.6	85 2.7	-	3411 10.70		
5	3.75 -	119 3.7	289 9.0	491 15.4	125 4.0	102 3.2	50 1.6	-	1176 3.69		
6	4.75 -	15 4.5	47 14.3	137 4.3	47 14.3	35 11.1	19 5.8	-	320 1.00		
7	5.75 -	4 1.2	19 5.8	52 16.0	15 4.5	21 6.3	13 4.0	-	125 3.9		
8	6.75 -	6 1.8	19 5.8	22 6.7	7 2.1	14 4.2	14 4.2	-	83 2.6		
9	7.75 -	2 0.6	3 0.9	4 1.2	8 2.4	10 3.0	1 0.3	-	28 0.9		
10	8.75 -	-	3 0.9	6 1.8	3 0.9	3 0.9	2 0.6	-	17 0.5		
11	9.75 -	-	-	14 4.2	-	1 0.3	2 0.6	-	17 0.5		
12	10.75 -	-	-	-	-	-	-	-	-		
13	11.75 -	-	-	1 0.3	4 1.2	-	-	-	5 1.5		
14	12.75 -	-	-	-	-	-	-	-	-		
15	13.75 -	-	-	-	-	-	-	-	-		
16	14.75 -	-	-	2 0.6	-	-	-	-	2 0.6		
17	CALM	-	-	-	-	-	-	77 24	77 24		
18	TOTAL	14973 45.95	8150 25.36	5930 18.50	1232 3.86	846 2.65	448 14.1	300 9.0	31885 100.00		
19	M A X	8.50	5.48	16.33	12.00	10.00	19.00	0.00	15.00		

表 2.2 THE STATISTIC ANALYSIS OF THE MARINE METEOROLOGY

* * * NORTH PACIFIC OCEAN * * *

PAGE 2.17.41

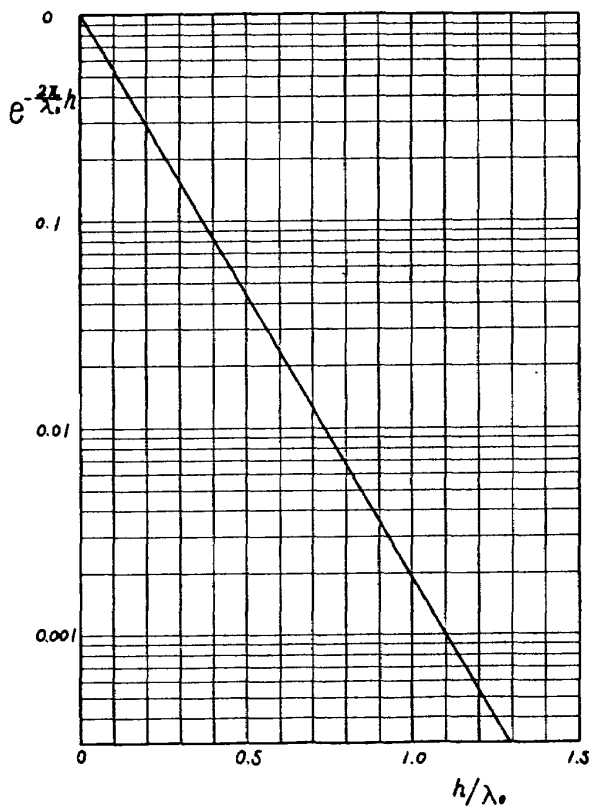
WAVE HEIGHT (M)		DIRECTION (WAVE)		ALL SEASONS		(1964-1973)		32610 SAMPLE TOTAL		1.794 MEAN OF DATA					
AREA	E14	(25N-30N, 140E-150E)													
CODE		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
		NORTH	(02)	(03)	EAST	(05)	(06)	SOUTH	(08)	(09)	WEST	(11)	(12)	CALM	TOTAL
1	0.00 -	182 .56	266 .82	354 1.09	415 1.27	337 1.03	419 1.28	368 1.18	315 .97	322 .99	234 .73	194 .59	209 .64	218 .67	3823 11.74
2	0.75 -	959 2.94	1199 3.68	1726 5.29	1902 5.83	1574 4.83	1411 4.33	1035 3.17	962 2.95	986 3.02	881 2.70	1084 3.32	1281 3.91	-	15902 46.00
3	1.75 -	760 2.33	826 2.53	1036 3.18	945 2.90	695 2.13	511 1.57	358 1.10	457 1.40	463 1.42	560 1.72	859 2.63	943 2.91	-	8414 25.81
4	2.75 -	292 .90	371 1.14	504 1.55	342 1.05	208 .64	139 .43	121 .37	144 .45	189 .58	239 .73	393 1.21	514 1.59	-	3464 10.47
5	3.75 -	113 .35	138 .42	133 .41	85 .26	59 .18	55 .17	57 .17	54 .17	52 .16	87 .27	180 .55	192 .57	-	1285 3.70
6	4.75 -	20 .06	26 .08	35 .11	34 .10	31 .10	27 .08	7 .02	24 .07	12 .04	32 .10	46 .14	39 .12	-	313 1.02
7	5.75 -	15 .05	12 .04	12 .04	5 .02	12 .04	10 .03	7 .02	8 .02	6 .02	9 .03	17 .05	19 .06	-	132 .40
8	6.75 -	6 .02	9 .03	4 .01	6 .02	11 .03	5 .02	7 .02	4 .01	7 .02	4 .01	13 .04	6 .02	-	82 .25
9	7.75 -	-	1 .00	1 .00	1 .00	3 .01	5 .02	5 .02	6 .02	1 .00	1 .00	2 .01	2 .01	-	24 .09
10	8.75 -	3 .01	-	1 .00	1 .00	4 .01	1 .00	1 .00	2 .01	1 .00	2 .01	-	1 .00	-	17 .05
11	9.75 -	-	-	2 .01	3 .01	1 .00	-	4 .01	5 .02	1 .00	1 .00	-	2 .01	-	19 .06
12	10.75 -	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
13	11.75 -	-	1 .00	2 .01	-	-	-	1 .00	-	-	-	1 .00	-	-	5 .02
14	12.75 -	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
15	13.75 -	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
16	14.75 -	-	-	-	-	-	2 .01	-	-	-	-	-	-	-	2 .01
17	CALM	4 .01	2 .01	6 .02	7 .02	6 .02	3 .01	3 .01	1 .00	2 .01	4 .01	1 .00	2 .01	33 1.10	74 0.23
18	TOTAL	2354 7.22	2851 8.74	3816 11.70	3746 11.49	2941 9.02	2588 7.94	1966 6.03	1936 6.09	2042 6.26	2054 6.31	2790 8.56	3221 9.88	241 0.77	17913 100.00
19	M A X	9.50	12.00	12.00	10.00	10.00	15.00	12.00	10.00	10.00	10.00	12.00	10.00	0.00	15.00

表 2.3 THE STATISTIC ANALYSIS OF THE MARINE METEOROLOGY

NORTH PACIFIC OCEAN

PAGE 1-17-41

DIRECTION (WIND) WIND SPEED (KNOT)		ALL SEASONS (1964-1973)		36327 SAMPLE TOTAL 13.225 MEAN OF DATA								
AREA E14 (25N-30N; 140E-150E)												
CODE		00 -	10 -	20 -	30 -	40 -	50 -	60 -	70 -	CALM	TOTAL	HA
1	NORTH	698 1.92	1193 3.28	343 .94	37 .10	.4 .01	.1 .00	-	-	-	2776 6.77	50.00
2	(02)	795 2.19	1400 3.85	477 1.18	66 .18	10 .03	.5 .01	.00	-	-	2705 7.45	60.00
3	(03)	1120 3.08	2211 6.09	849 2.34	166 .46	14 .04	.1 .00	.3 .01	-	-	4364 12.01	60.00
4	EAST	1200 3.30	2130 5.86	717 1.97	73 .20	14 .04	.1 .00	-	-	-	4135 11.38	50.00
5	(05)	1015 2.79	1628 4.44	344 .95	57 .16	13 .04	.7 .02	.3 .01	-	-	3017 8.44	60.00
6	(06)	1140 3.14	1516 4.17	381 1.05	65 .18	17 .05	-	-	-	-	3119 8.59	40.00
7	SOUTH	949 2.61	1440 3.96	361 .99	83 .23	15 .04	.4 .01	.01	-	-	2854 7.96	64.00
8	(08)	841 2.32	1403 3.86	358 .99	67 .13	17 .05	.1 .00	-	-	-	2687 7.48	50.00
9	(09)	853 2.35	1460 4.04	361 .99	53 .15	14 .04	.1 .00	-	-	-	2748 7.66	50.00
10	WEST	728 2.00	1011 2.76	425 1.17	105 .29	28 .08	.3 .01	-	-	-	2380 6.33	50.00
11	(11)	592 1.63	1117 3.07	595 1.64	152 .42	16 .04	.1 .00	-	.1 .00	-	2474 6.81	72.00
12	(12)	701 1.93	1376 3.79	568 1.56	96 .26	11 .03	.1 .00	-	-	-	2753 7.58	50.00
13	CALM	-	-	-	-	-	-	-	-	845 2.33	845 2.33	.00
14	TOTAL	18633 29.27	17891 49.25	5729 15.77	1028 2.81	173 .48	.26 .07	.9 .02	.1 .00	845 2.33	36327 100.00	72.00

図 2.13 水深 h における波の減衰率

DHC-7 (図 2.14) を取り上げた。

最大離陸重量	18,597 kg
最大着陸重量	17,690 kg
離陸滑走路長	364 m
離陸必要滑走路長	548 m
着陸停止距離	548 m
着陸必要滑走路長	579 m
最少回転半径	10.41 m
翼長	28.35 m
全長	24.49 m
搭乗者数	48 名

以上の設備を収容するプレート A の面積を $200\text{ m} \times 700\text{ m}$ とする。プレート A の重量を 14 万 t (1 t/m^2)、浮体 B の浮力を 14 万 t として設計した海上発射構造物を図 2.15 に示す。

構造物は長さ 200 m 、幅 100 m のブロック製法によって製造されるのが望ましい。後に射場の拡張が必要になった場合にはこれらのブロックを追加して射場を拡張することができる。以上に述べた発射構造物の製造および係留などに関連する設備および工事などは以下の通りである。

- 室、クラブ部室 ($20 \times 50 \times 3$) $\times 2$
- (9) 研究室 (宇宙工学, 材料, 医学, 生物, 通信)
($5 \times 6 \times 3$) $\times 20$ 室 = $12 \times 50 \times 3$
- (20) 飛行甲板 $700\text{ m} \times 50\text{ m}$
- 使用航空機として数十人乗りの実用 STOL 機の

- (1) 機械設備 (注排水設備, 係留装置, クレーン)
- (2) 海底係留構造物工事
- (3) 水中作業船, 連絡用ボート
- (4) 調査および研究
 - (a) 波浪および風の中の発射構造物の動揺特性

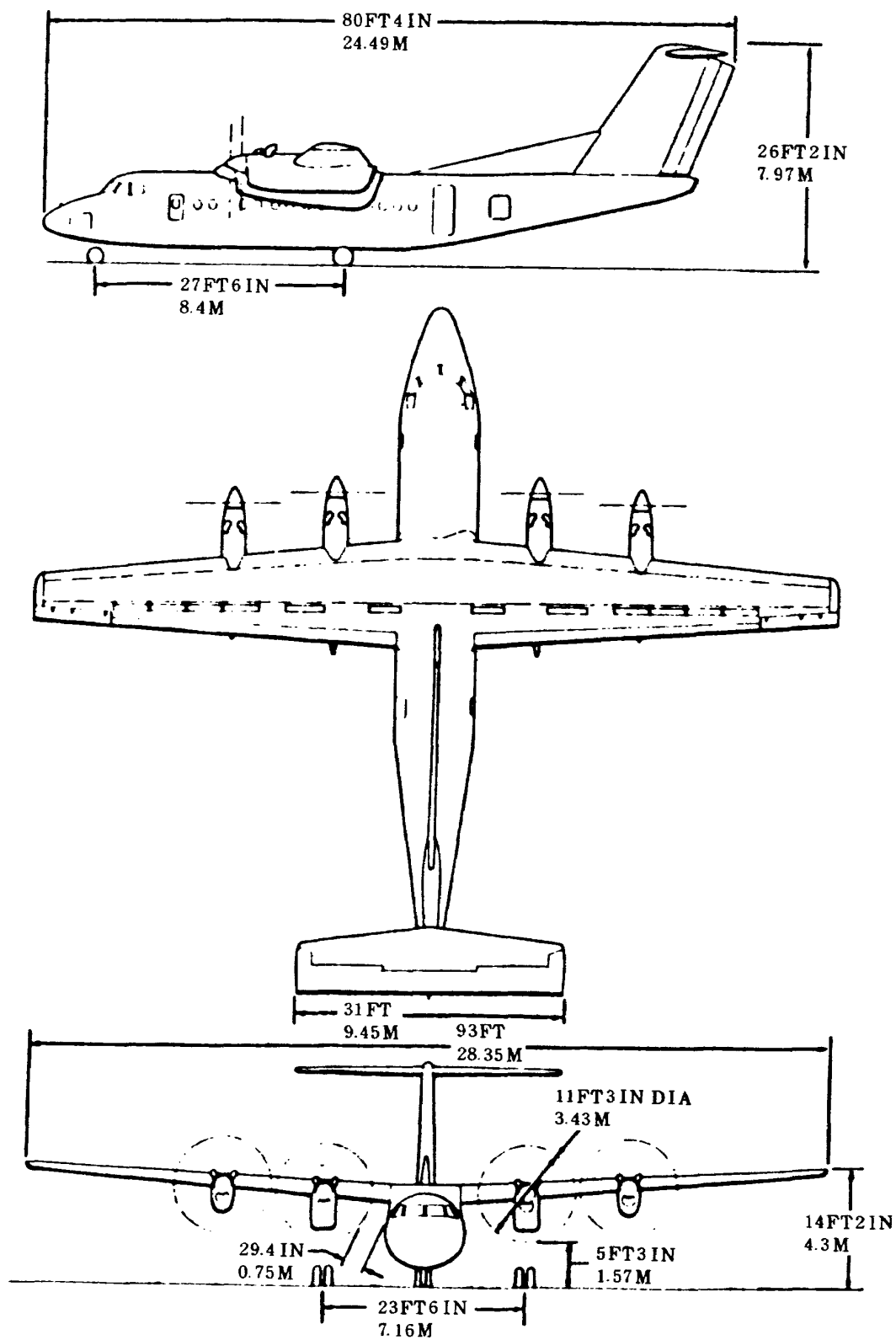


図 2.14 7 機材諸元

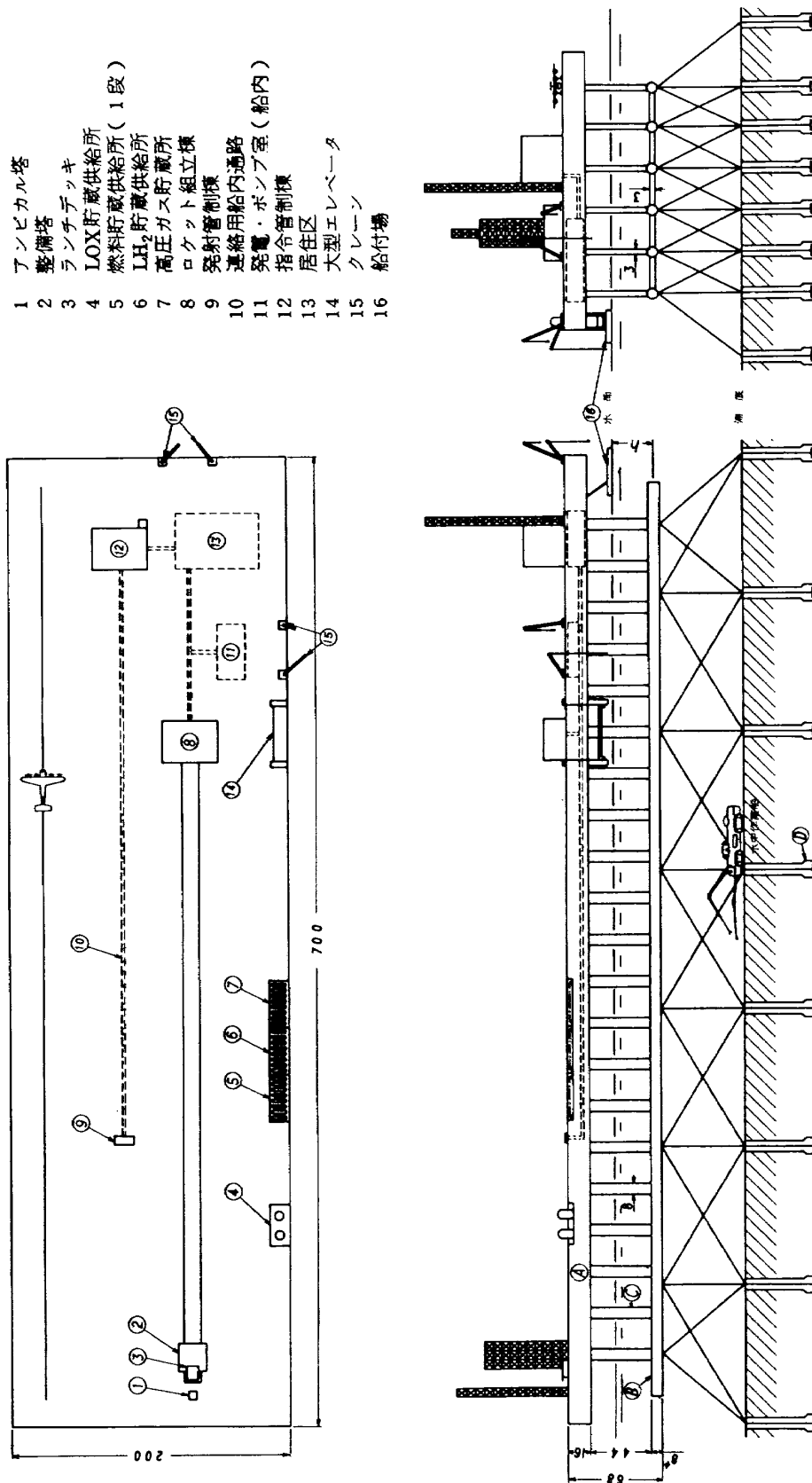
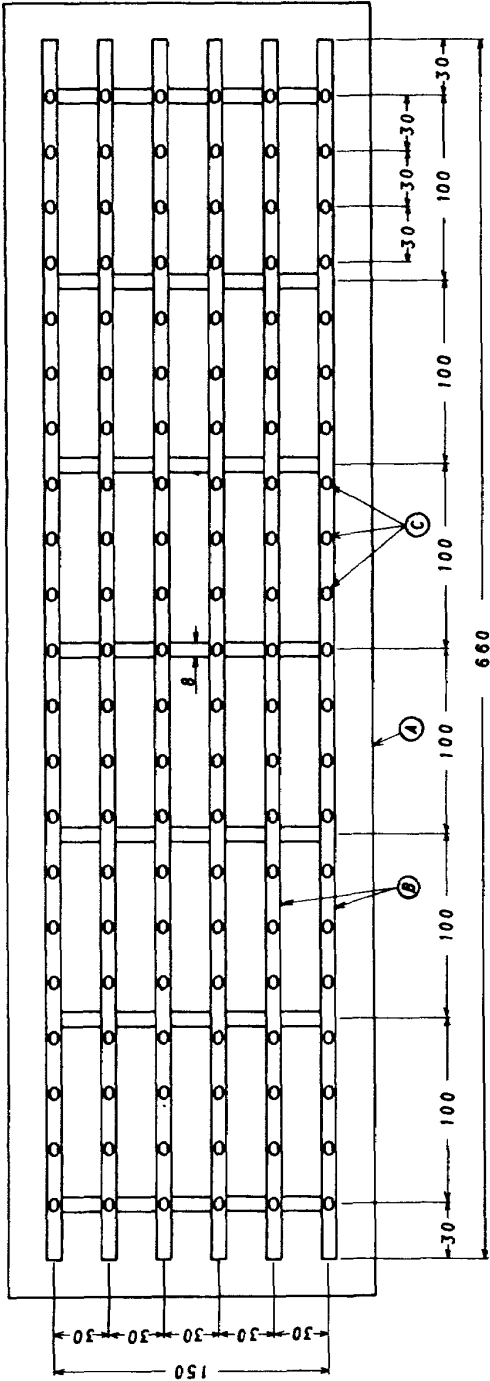


図 2.15 - 1 海上発射構造物

浮体 B 平面図



プレート A 面積	140000 m ²
プレート A 甲板厚さ	30 mm 鋼板
プレート全重量	140000 ton
浮体 B の浮力	140000 ton
浮体 B の直径	8 m
浮体 C の断面積	20 m ²
浮体 C の本数	126 本
浮体 C の総断面積	2520 m ²
浮体 C の浮力密度 (浮力 / dh)	2520 ton/m
係留ワイヤー最大荷重	200 ton/本
係留ワイヤー数	200 本
係留最大荷重	40000 ton
大型エレベータ最大荷重	200 ton

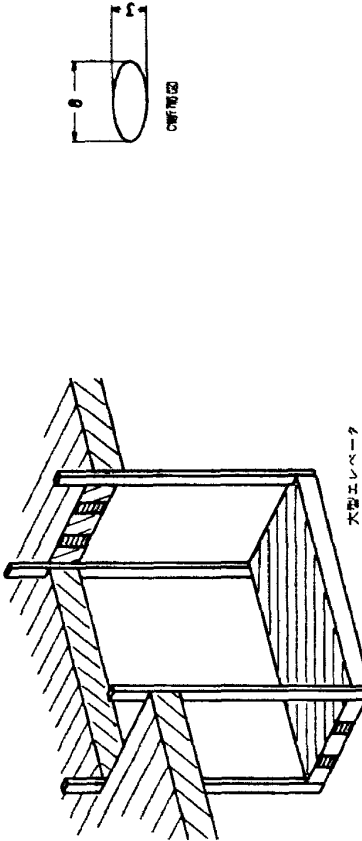


図 2.15 - 2 海上発射構造物

(b) 発射構造物の推進性能および旋回性能

(c) 係留海域における波浪の調査測定

以上の発射構造物の製作および海底係留構造物の工事などに調査研究費も含めて積算すると 600 ～ 800 億の費用が必要であると推定される。

2.4 従来の方式およびNAL方式の評価

浮体方式、ポンツーン方式、撈坐方式、ボーリング方式およびNAL方式などは既成技術により製造できるが、海上基地にこれらの方式を用いた場合、それぞれの方式によって評価が異なる。第2項の条件による各方式の評価を表2.4に示す。

表に示すようにNAL方式は、他の方法に較べて特に秀れている方式であり、大型ロケット発射基地に適している。

2.5 海上発射基地に適した海域

ロケット発射基地としての条件は、まず安全性確保のために広い安全区域と人口密度が小さいことが必須の条件となる。我が国においては、今後陸地においてこのような条件を備えた地区を選ぶことは困難であり、海に発射基地を求めるのが良い方法であると考えられる。NAL方式ロケット発射構造物の場合水深は50～70mが適当で

あるとすると、発射船の係留に適した海域は浅瀬および島の沿岸に限られる。日本近海では以下の海域が考えられる。

南西諸島：大隈群島、トカラ群島、奄美大島、沖縄群島

南方諸島：伊豆諸島、小笠原諸島、火山列島、マリアナ諸島

以上の海域を図2.16および図2.17に示し主なる島を表2.5に表わした。またこれらの海域中の水深約200m以下の浅瀬を選び表6に表わした。表2.5および表2.6に示す島および浅瀬の多くは技術的に海上発射基地として利用できるものと思われるが、これらの島および浅瀬の中でさらに水深、緯度、経度、航空路、航路、人口密度および漁場などの点から海域を制限すると、南西諸島の海域では種子島、南大東島、沖の鳥島などがあり、南方諸島では鳥島、西ノ島、父島、母島、北硫黄島、硫黄島、南硫黄島、南鳥島などがある。また浅瀬では表6に示す浅瀬の番号で17(25°10', 126°), 7(31°, 138°50'), 8(30°30', 142°20'), 12(23°44', 140°40'), 13(27°17', 145°13'), 14(23°10', 162°30'), 15(23°10', 175°)などがある。これらの諸島および浅瀬の海域における波浪および風の強さは統計的には大きな差はみられない。

表2.4 各方式の評価

	浮体方式	ポンツーン方式	撈坐方式	ボーリング方式	NAL方式
波浪による動揺	○	×	◎	◎	◎
荷重変動による動揺	△	○	◎	◎	◎
製造技術	◎	◎	◎	○	○
安全性, 広さ	◎	◎	△	×	◎
航空路, 航路	○	○	○	◎	◎
人口密集地区	○	○	○	◎	◎
通信, 交通	○	○	○	○	○
公害	○	○	△	◎	◎
基地の移動性	△	△	◎	◎	◎
機材運搬	△	△	◎	◎	○
長期滞在環境	◎	○	○	○	◎
費用	○	○	△	×	◎

注：表の記号の意味は次の通りである。

- ◎：非常に良い。
- ：良い。
- △：普通である。
- ×

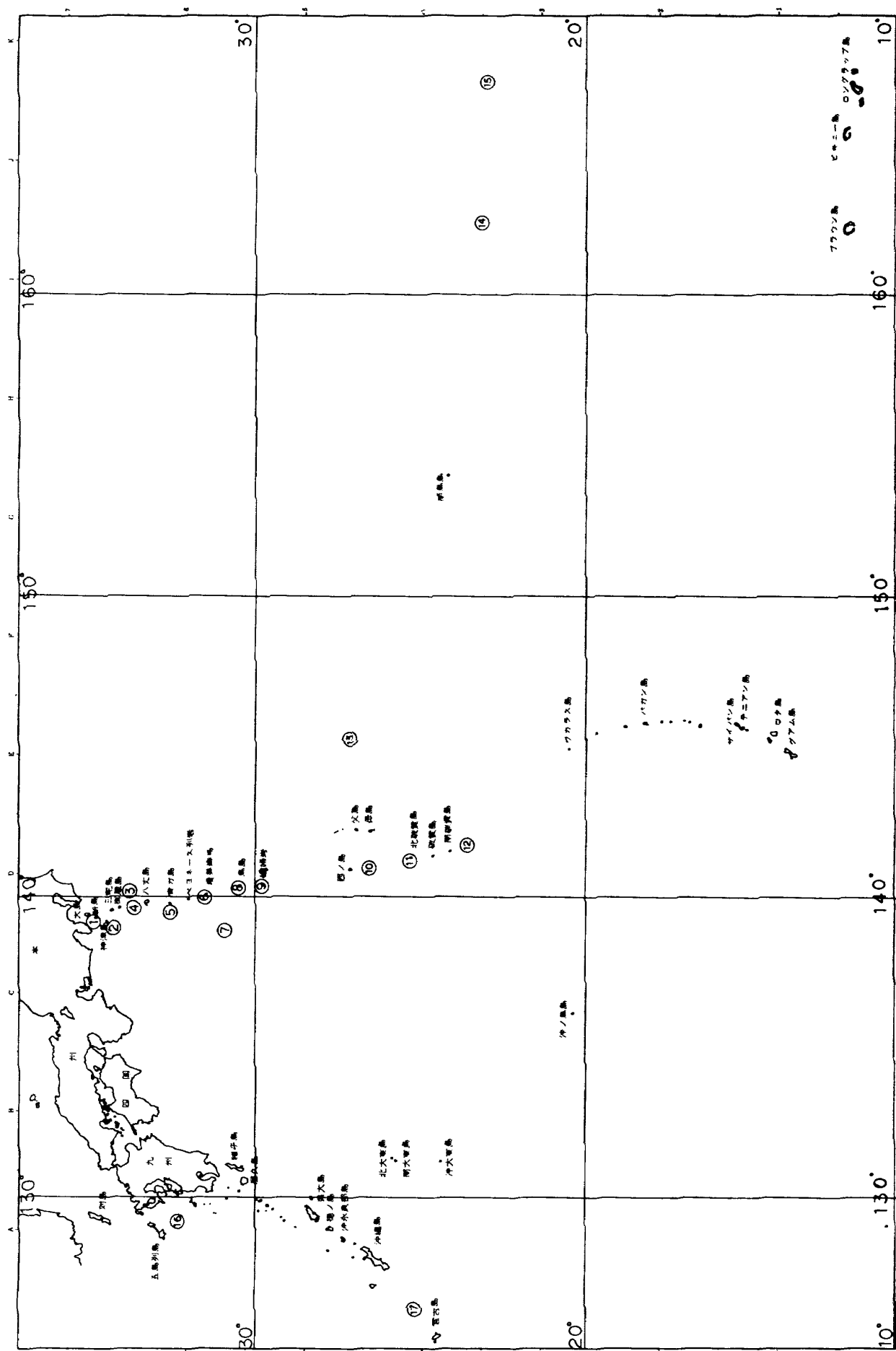


図 2.16 南西諸島および南方諸島海域

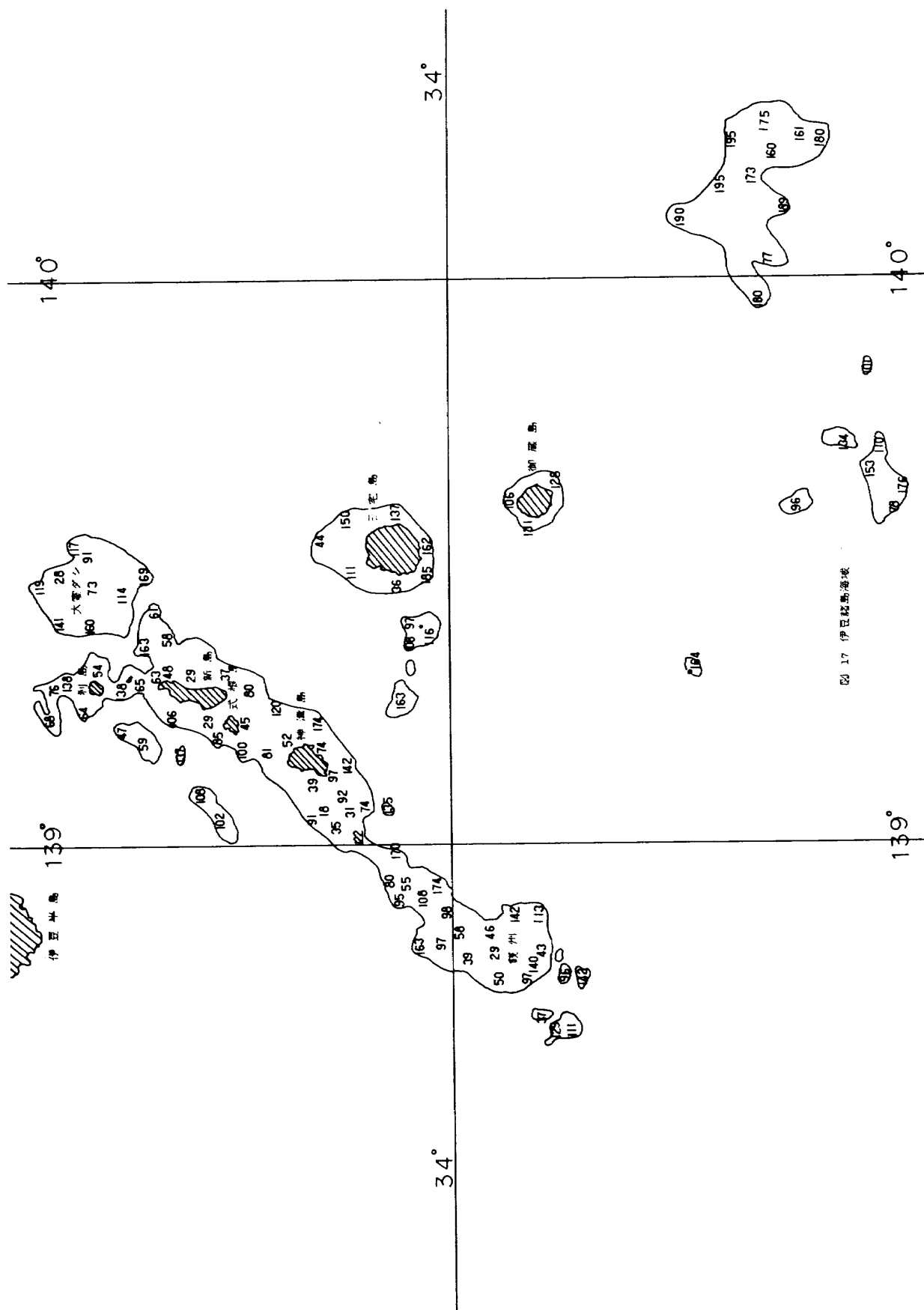


图2.17 伊豆諸島海域

表 2.5 南方諸島および南西諸島の主なる島

島名	位置(北緯,東経)	面積	人口	備考
大島	34°44' 139°23'	91 km ²	10889人	東京の南南西約 110 km
利島	34°31' 139°17'	4 km ²	252人	大島の南南西約 25 km
鵜渡根島	34°28' 139°18'	小		大島の南南西約 30 km
新島	34°23' 139°13'	23 km ²	} 3654人	大島の南南西約 50 km
式根島	34°19' 139°13'	4 km ²		新島の南西約 10 km
神津島	34°12' 139°09'	19 km ²	2081人	新島の南南西約 15 km
大野原島	34°03' 139°33'	小		三宅島の西約 13 km
三宅島	34°05' 139°32'	55 km ²	5060人	東京の南方約 200 km
御蔵島	33°52' 139°36'	20 km ²	203人	三宅島の南約 20 km
蘭難波島	33°39' 139°32'	小		御蔵島の南西約 35 km
八丈島	33°06' 139°48'	68 km ²	10316人	東京南方約 320 km
八丈小島	33°07' 139°41'	小		八丈島の西約 10 km
青島	32°27' 139°46'	5 km ²	234人	八丈島の南約 70 km
須美寿島	31°26' 140°03'	小		八丈島の南方約 190 km
ベヨネース列島	32°00' 139°99'	小		八丈島の南方約 130 km
鳥島	30°29' 140°19'	小		八丈島の南方約 300 km
婿婦岩	29°49' 140°21'	小		八丈島の南方約 370 km
北ノ島	27°43' 142°08'	0.4 km ²	}	聳島列島東京の南方約 970 km
聳島	27°41' 142°08'	3.5 km ²		
媒島	27°37' 142°11'	1.9 km ²		
嫁島	27°30' 142°12'	1.0 km ²		
孫島	27°12' 142°11'	0.2 km ²		
弟島	27°10' 142°11'	5.2 km ²	}	父島列島東京の南方約 1050 km
兄島	27°07' 142°13'	8.0 km ²		
西島	27°07' 142°10'	0.5 km ²		
父島	27°25' 142°13'	21.5 km ²		
南島	27°02' 142°10'	0.3 km ²		
東島	27°06' 142°14'	0.3 km ²	}	母島列島東京の南方約 1100 km
母島	26°40' 142°09'	21.2 km ²		
向島	26°36' 142°07'	1.4 km ²		
平島	26°35' 142°09'	0.3 km ²		
姉島	26°33' 142°09'	1.7 km ²		
妹島	26°33' 142°12'	1.4 km ²	}	父島の南方約 200 km
姪島	26°34' 142°14'	1.2 km ²		
硫黄島	25°15' 140°53'	5.4 km ²		
北硫黄島	25°27' 141°17'	20.2 km ²		硫黄島の北約 70 km
南硫黄島	24°13' 141°28'	3.8 km ²		硫黄島の南約 60 km
西ノ島	27°15' 140°53'	0.3 km ²	}	父島の西方約 150 km
沖ノ島	20°25' 136°05'	小		東京の南南西約 1800 km
南鳥島	24°15' 153°57'	1.2 km ²		東京の南西約 1850 km
種子島	30°40' 131°00'	445 km ²	50920人	鹿児島島の南方約 140 km
北大東島	25°55' 131°32'	14 km ²	764人	種子島の南方約 500 km
南大東島	25°50' 134°24'	30 km ²	} 2252人	北大東島の南約 20 km
沖大東島	24°30' 131°24'	1 km ²		南大東島の南約 80 km

表 2.6 係留に適した水深 200 m 以内の浅瀬

番号	位置 (北緯, 東経)		面積	備 考
1	34°	138° 50′	大	銭 川
2	34° 05′	139° 20′	小	神津島南南東 20 km
3	33° 35′	140° 10′	大	八丈島北東 60 km
4	33° 20′	139° 40′	大	八丈島北方 40 km
5	32° 30′	139° 35′	小	青ガ島西方 20 km
6	31° 30′	140°	小	須美寿島周囲 20 km (3 箇所)
7	31°	138° 50′	小	鳥島北西 150 km
8	30° 30′	140° 20′	小	鳥島周囲 10 km (4 箇所)
9	29° 49′	140° 21′	小	嬬婦岩西方 5 km
10	26° 40′	140° 56′	小	母島西方 110 km
11	25° 27′	141° 17′	小	北硫黄島西方 20 km
12	23° 44′	140° 40′	小	南硫黄島南方 60 km
13	27° 17′	145° 13′	小	父島東方約 60 km
14	23° 10′	162° 30′	小	東京の南東約 3000 km
15	23° 10′	175°	小	東京の南東約 3500 km
16	33° 30′	128° 20′	小	五島列島南方 70 km
17	25° 10′	126°	大	宮古島北東約 100 km

既存設備の利用を考慮すると種子島沿岸に発射基地を設けるかまたは大崎海岸の埋立または射場プレートを海上に設置することにより射場を拡張する方法が考えられる。しかしながら、埋立により射場を拡張した場合には指令、通信、観測などの施設はそのまま利用できるが拡張する場所によってはロケット組立棟、燃料供給設備、高圧ガス設備などは新らしく作らなければならない。また海上発射船を沿岸に係留する場合には、漁業に関係した打上げ期間の制限があるが、発射船の係留設備、移動性などに関しては前述の海域における場合と同様の条件である。図 2.18 に種子島附近の水深を示し、図 2.19 に大崎海岸の水深を示す。また図 2.20 は海上に射場を拡張した場合の図であり、この程度の規模まで射場を拡張すると大型ロケットの発射も可能であるが、費用は海上発射船を建造するのと同等もしくはより多く要するものと思われる。

北大東島および沖大東島は種子島よりも緯度が低く打上げ軌道に関しては有利であるが通信および連絡の点で不便である。南方諸島の鳥島から南に南硫黄島までの諸島は緯度が 30° ~ 20° にあり、東側には人が住んでいる島

も無く係留海域として適している。また沖の鳥島は北緯 20° 25′ 赤道に近いが孤島であり通信および交通連絡の点でやや難点があると思われる。南鳥島も孤島であり、沖の鳥島と同様な問題がある。浅瀬では、表 2.6 に示す番号の 7, 13, 14, 15, 17 などが適している。14, 15 は距離は遠くなるが東経はそれぞれ 162° および 165° であり極軌道に打上げるのに適している。以上に述べた諸島および浅瀬の海域はそれぞれ一長一短あるが、緯度、経度、通信、交通連絡、安全区域、打上げ実施時期に対する制約などの点から考慮すると、父島、母島、北硫黄島、硫黄島、南硫黄島および浅瀬 13 (27° 17′, 145° 13′) 等の海域が最も適しているものと思われる。特にこれらの島々は近距離に分布し、海底係留設備を複数の場所に設置することにより発射船は必要に応じて容易に移動することができる。またこれらの基地を足場として南鳥島、沖の鳥島および 14, 15 の浅瀬に海上発射基地に係留するのも容易になる。特に父島および母島の海域は全ての点において発射船の係留に適していると思われる。また 12 および 13 の浅瀬は水深 75 m であり面積も十分あると推定され、特に、13 は父島の東方 60 km にあり通信

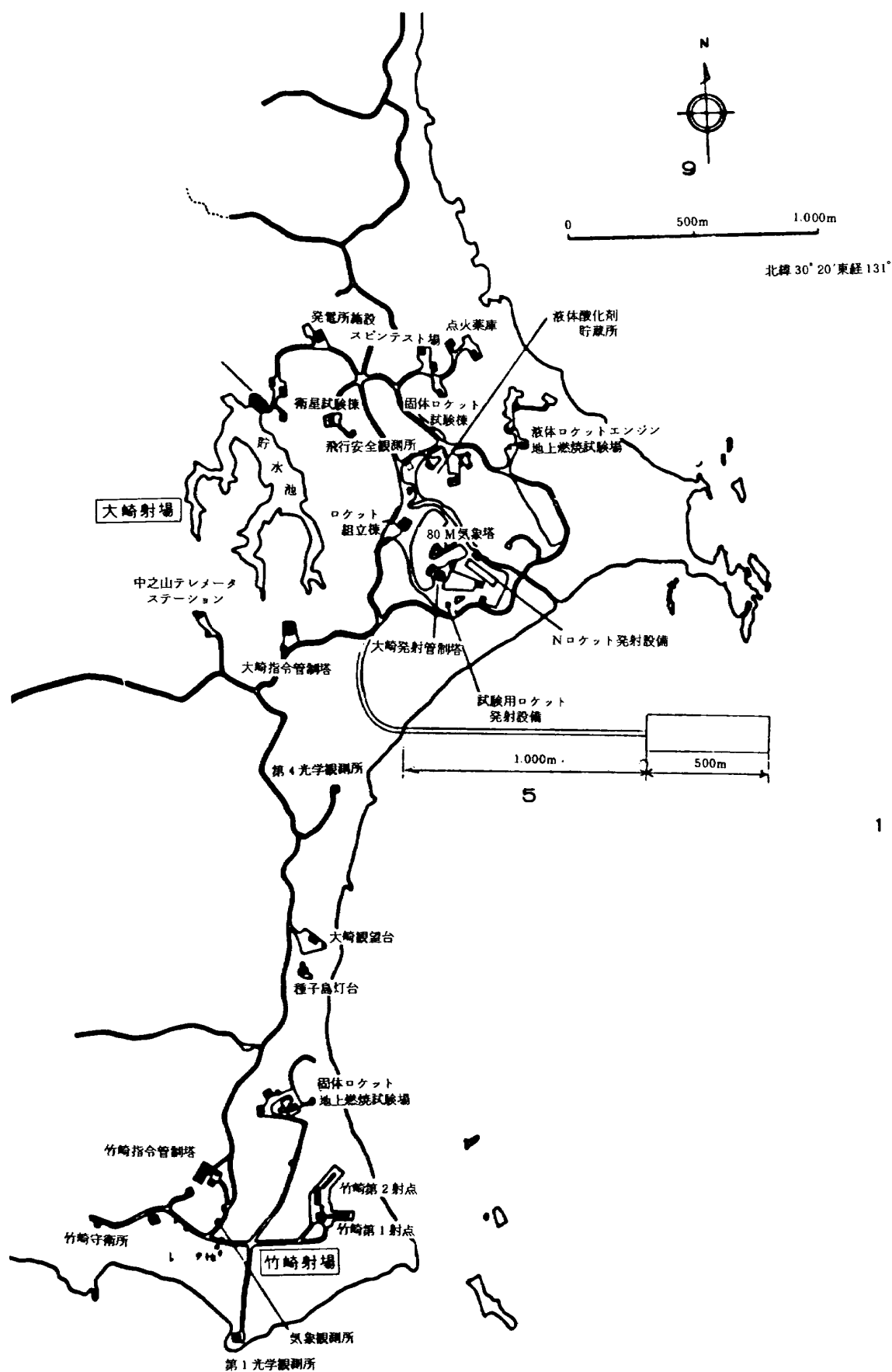


図 2.19 種子島宇宙センター大崎射場施設配置図

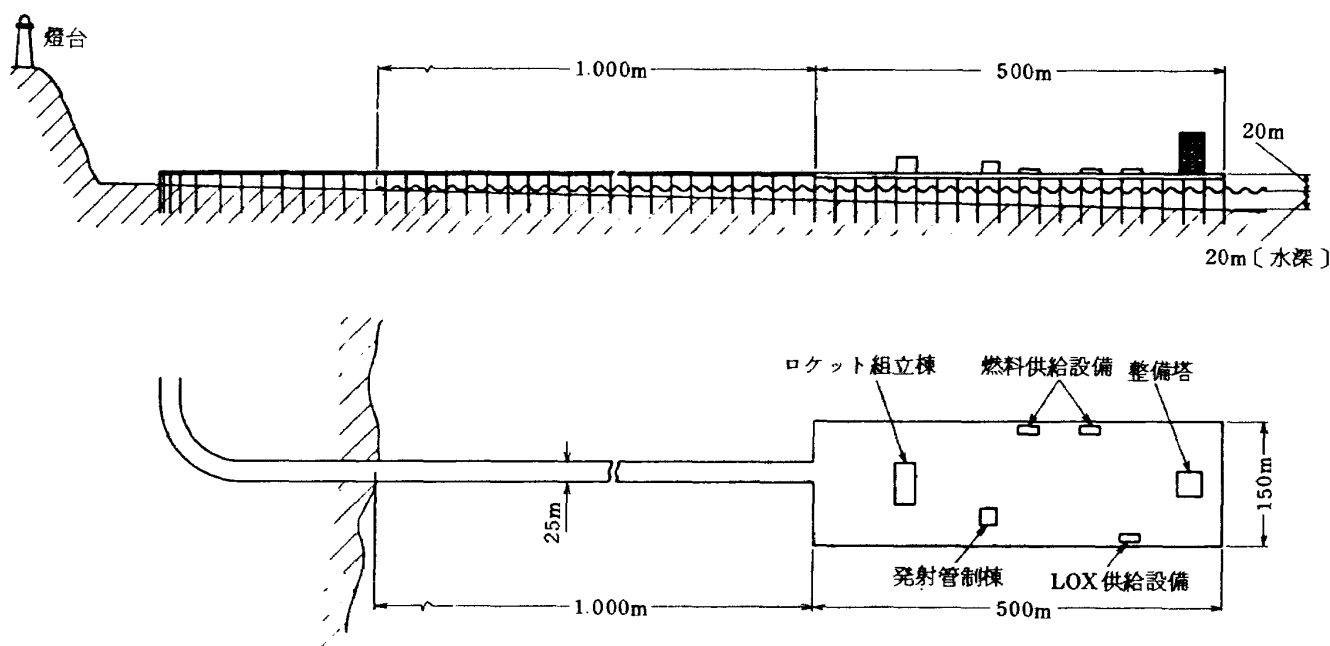


図 2.20 海上張出し発射場

および交通の便も良い海域と思われる。父島および母島の人口、産業、交通、通信および東京からの距離などについては以下の通りである。図 2.21 および図 2.22 に父島および母島の沿岸の水深を示す。

	父島	母島
面積	23.95 km ²	20.80 km ²
人口	1300 ~ 1400 人	350 ~ 400 人
産業	建設, 農漁業, 観光	農漁業
交通	小笠原海運 週 1 回	伊豆海運八重丸
通信	海底ケーブル	Tel 父島 ↔ 母島
距離	1444 km	1492 km
宿泊	旅館, 民宿	

2.6 海上発射基地の設置技術に関する現状と係留海域の検討

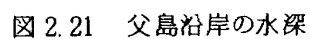
海上発射構造物は長さ 700m 幅 200m におよぶ面積を有し、また水中に直径約 8m のパイプが並ぶ巨大な船であるが、これを長さ 200m 幅 100m のブロックに分けて製造し、洋上において組み合わせる方法を用いれば、日本の現在の造船技術において十分製造可能であり発射構造物の拡張も容易である。また海底における係留構造物の設置に関しては水深 50m ~ 70m の場合ボーリング装置で海底に直径 5m 程度の穴を開けてコンクリートを注入し、係留装置の基礎を作成することは現在の技術で可能であり、この方法によって大きな浮力に耐える係留構造物を作ることができる。また海底に大きな起伏が無い場合にはコンクリートブロックなどの重量物を組合わせて係留

構造物とするか、大きな鉄の籠を海底に配置し籠の中に岩石またはコンクリートなどを充てんし係留構造物とする方法も考えられる。その他、鉄製のアンカーを海底に打込む方法など海底の状況によって適当な方法を選ぶことができる。いずれの場合においても海底の地形を大きく変える程の工事ではなく公害の発生する心配はない。

係留構造物に発射船を係留する場合の作業は、水深 70m 以下では潜水夫によって行なうが作業能率および安全対策の面から水中作業船を主または補助として用いる方が有効である。水中作業船の開発は、水深 70m 程度ならば技術的に問題は無く水深 200m ~ 500m 用の水中作業船の開発も困難ではないと思われる。

NAL 方式に関し問題となる点は波浪による船体の動揺および海底係留構造物また水深が 50m 以上の場合の係留方法などであり、これらに関してはさらに解析および基本設計を行ない、その結果を検討し実験を行なわなければならない。外部機関においてもこれらの技術に関連する研究が行なわれている。以下にそれらの研究内容と関連機関を示す。

- (1) 水中浮体を有する船の旋回性能の解析, 模型実験
船舶技術研究所 運動性能部
- (2) 水中浮体を有する船の旋回性能の解析, 模型実験
三井造船, 船舶技術研究所 運動性能部
- (3) 浮体を有するプレートの波浪による動揺, 解析, 模型実験
船舶技術研究所 海洋開発部
- (4) アンカー・シンカーの研究
船舶技術研究所 海洋開発部



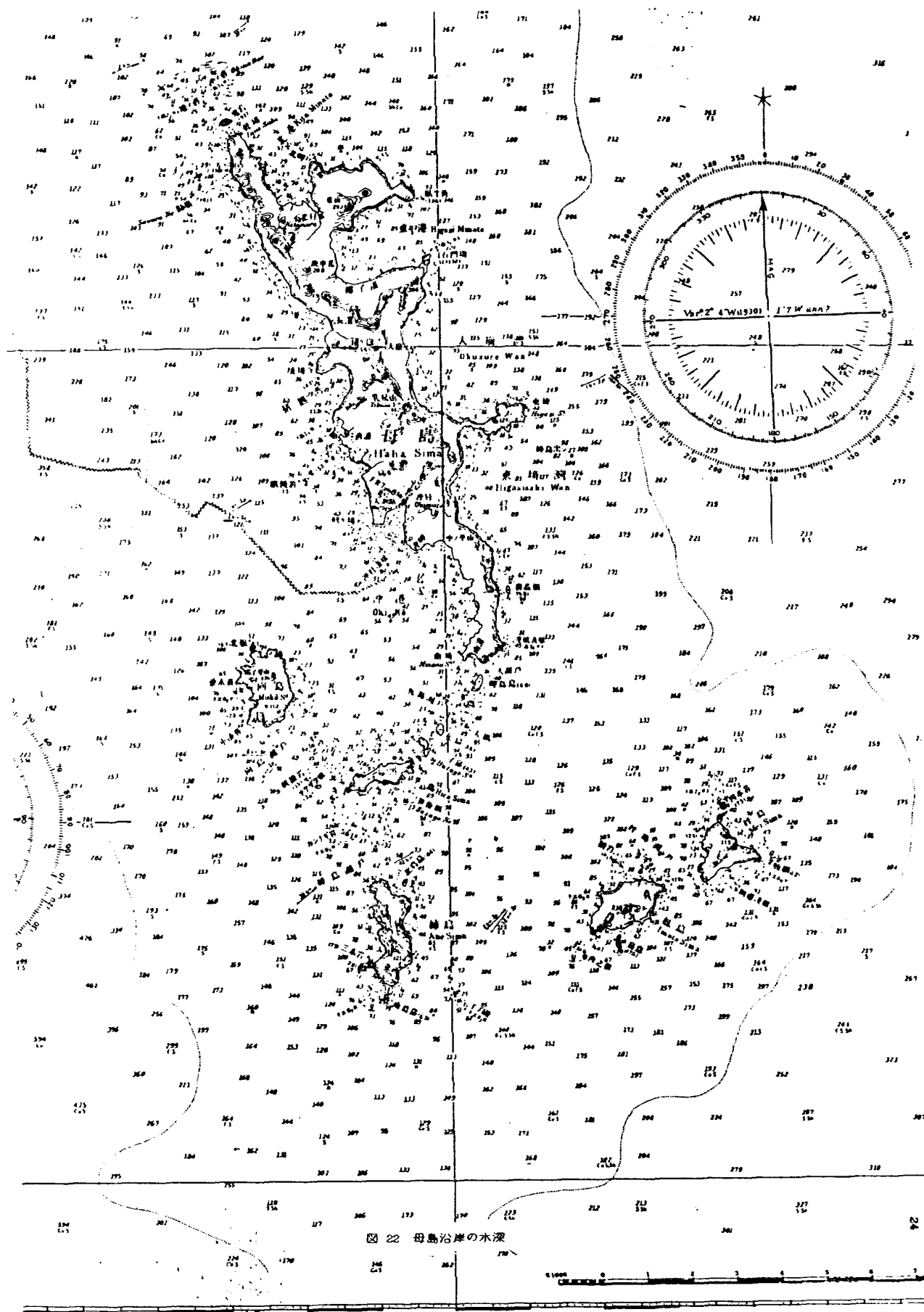


図 2.22 母島沿岸の水深

(5) 浮体方式海上空港の研究 船舶技術研究所, 港湾技術研究所

係留に適した海域は、技術的条件およびその他の条件によって制限され、候補となる海域は現在はいくつかはない。しかしながら水深 200 m～500 m で用いられる高性能の水中作業船が開発されれば係留海域は大幅に拡大されるのは海図から明らかである。

海上発射構造物は、幾つかの指定された係留地点の一つに係留され、ロケットの発射基地となるが大きな面積を有し飛行機の離着陸が可能であること、また島の近くに位置することなどによりロケット発射業務以外にも以下に示すような多くの有益な業務を期待することができる。

- (1) 衛星回収基地
- (2) 無重力訓練センター
- (3) 潜水船, 潜水作業船開発基地
- (4) 海難避難基地 (船等の難破)
- (5) 災害避難基地 (地震, 津波等による島民の避難)
- (6) 風力, 波浪発電の開発研究
- (7) 天体観測
- (8) 養漁業の開発研究
- (9) 観光事業 (海中)

2. の参考文献

- 2-1) Industrial Platform, IHI カタログ, 1977
- 2-2) Floating Berth, IHI カタログ, 1977
- 2-3) 浮体方式による関西新空港計画案の概要, 日本造船工業会, 昭和52年8月
- 2-4) 浮体構造による海上空港試案, 日本空港コンサルタンツ K. K., 昭和50年
- 2-5) STOL機を対称とした浮体構造による海上空港試案, 日本空港コンサルタンツ K. K., 昭和50年7月
- 2-6) Self-Elevating Platform, IHI カタログ
- 2-7) 大津留喬久, アンカー・シンカーの把持力の研究, 昭和51年度船舶技術研究所研究成果報告書
- 2-8) Y. Yamanouchi and A. Ogawa; Statistical Diagrams on the Winds and Waves on the North Pacific Ocean, Ship Research Institute, 1970
- 2-9) 高石敬史, 1963年～1973年の北大平洋の波および風の統計, 船舶技術研究所
- 2-10) 宇宙開発事業団年報 (昭和48年10月～昭和50年3月), 宇宙開発事業団

参考図 2.1 Industrial Platform System

Plant Outline

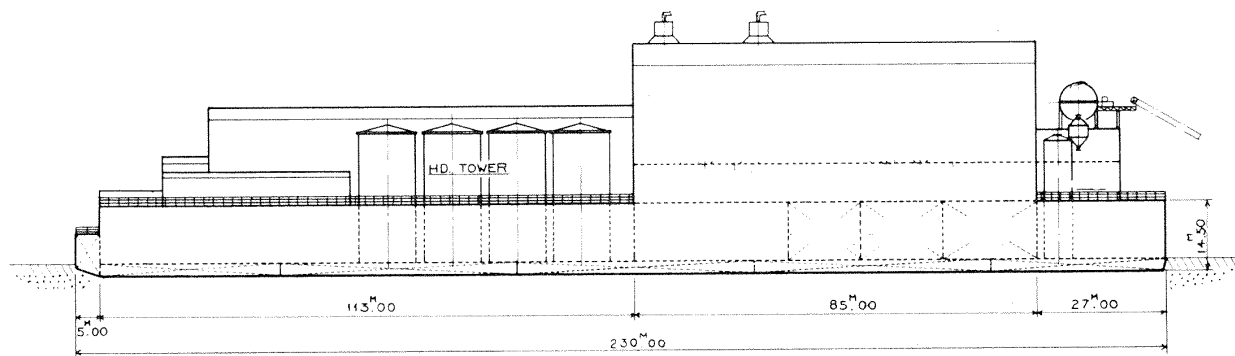
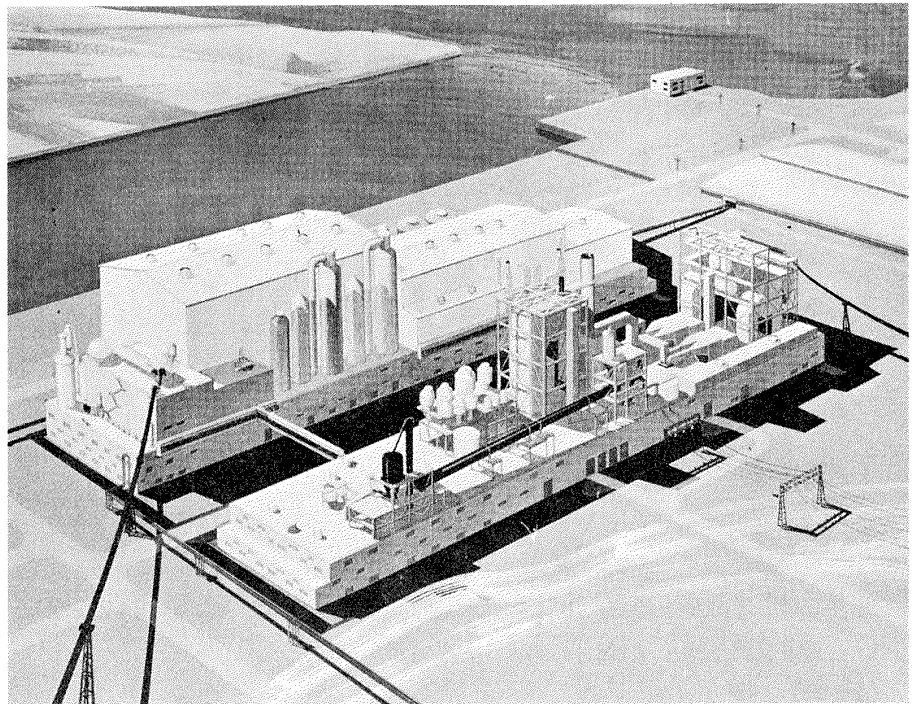
Capacity: 750 air dry metric tons
per day

Raw material: Gmelina & Caribbean
Pine (Hard Wood &
Soft Wood)

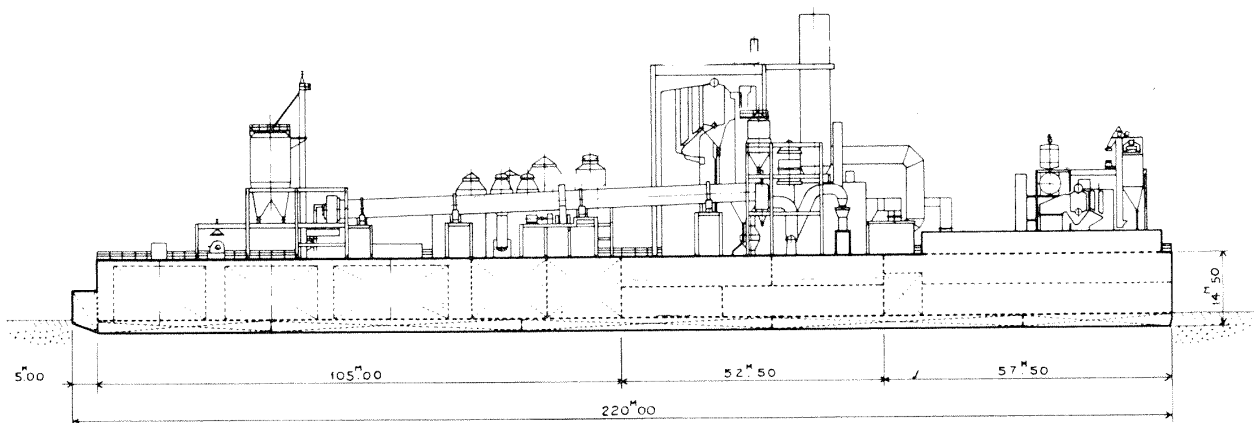
End product: Bleached kraft sheet pulp

Pulp platform: 230.00m x 45.00m x
14.50m

Power platform: 220.00m x 45.00m x
14.50m

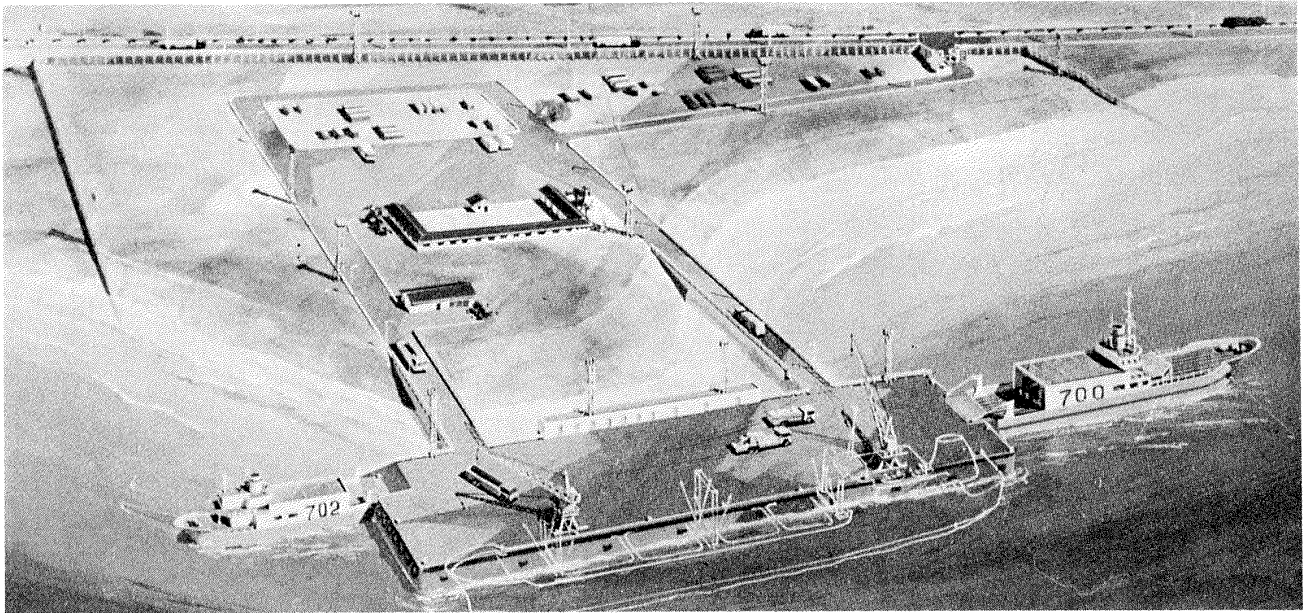


Pulp Platf

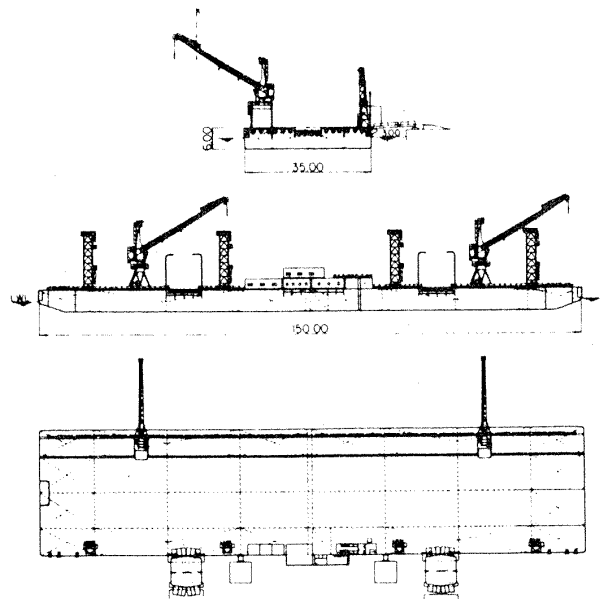


Power Platf

参考図 2.2 Floating Berth



Dimensions: 150m×35m×6m×3m
 Cranes: 5 ton Travelling Type 2-sets
 Max. ship size for berthage:
 15,000DWT cargo ship
 7,000DWT Ro-Ro ship at Ends.
 On-shore Facility
 Power station: 200 kW×4 sets



3. 空中発射の母船となる航空機の調査

ロケットは、ミサイルを除き、通常地上のきめられた射場から打上げられる。ロケットの発射にはランチャーをはじめ種々の地上設備が必要で、射場を固定することにより、必要な施設設備を集中的に設けることができる利点がある。しかし一方では、射場が固定されると、軌道の種類によっては打上げにくい場合があること、又、射場安全の見地から、ロケットが大型になった時、地域的制約のため射場の拡大が困難な場合が起るなどの不便な点もある。

Hロケットについて考える際、種ヶ島射場の広さを考えると、大型航空機からの空中発射についても検討の価値があろう。

空中発射については、宇宙開発委員会が作製した「我が国の宇宙開発に関する長期ビジョン」^{3,1)}の中でも小中規模のミッション用として固体ロケットを現存の大型航空機B-747から空中発射する案が検討された。またSalkeld^{3,2)}は現行のシャトルの次の計画として考えられている単段シャトルの検討の中で空中発射についても検討を行っている。ここでは空中発射の技術的問題点に立入る前に、まず母船となり得るような現在する大型航空機や、或は計画されている航空機について調査した結果をのべる。それは、たとえ空中発射に利点があるにしても、そのために新たに大型の航空機を開発することは経済的に困難であると考えたからである。

3.1 空中発射

我が国においても東京大学で昭和33年ごろから小型観測ロケットを気球から打上げるロックーン方式の研究が行なわれ何回かの打上げ実験に成功しているが、ここでは本格的な空中発射として航空機からの発射を対象として考える。Salkeldは航空機からの空中発射について次の利点をあげている。

- 1) ロケット打上げ位置の融通性
- 2) 方角の融通性
- 3) self-ferry能力が大きい
- 4) 既存の滑走路が使える
- 5) 打上げ時の騒音を小さくできる

この他に直接の利益として大気密度の最も濃いところで母船により高度と初速度がかせげることが考えられる。ロックーンの場合でも気球高度は20 km位であるが、この高度での大気密度を ρ 、地上での大気密度を ρ_0 とすると、 ρ/ρ_0 は0.073しかない。そのため地上から打上げるとき到達高度が8 km程度のロケットでも、ロックー

ンの場合は到達高度は108 kmにまで達する。^{3,3)}

航空機の場合は、エンジンをふかして急降下し、エンジンはふかしたまま引き起しを行ってロケットを発射することになる。このとき、航空機の性能や強度の許す範囲内で、高度はできるだけ高く、速度は出来るだけ速く、引き起し角は出来るだけ大きい方がよい。

現用の代表的大型機C-5A, 747級で、最大積載重量時でもこの様な操作は可能である。Salkeld^{3,2)}によればこの操作で引き起し高度35,000 ft (11.6 km)、速度500 ft/s (152 m/s)、引き起し角度20° (この時高度13.3 km)で空中発射ができ、地上打上げに比べてペイロードがかなり増加できる。(高度11.6 kmでは $\rho/\rho_0 = 0.29$)通常の地上打上げの場合の一例として我が国のN1ロケットによるETSIIの打上げの場合を考えると、高度11 kmに達する迄に約60秒を要しており、第1段燃焼時間220秒の約1/4に達する。但しN1ではこの時の姿勢角は68°であり、前述の空中発射時の20°はこれに比べて非常に小さいからこの時の初速152 m/sがすべて有効に利用できるわけではない。また姿勢角が小さいと大気層を通過する距離が大きいので、空中発射後にロケットは更に引き起しを行う必要がある。(尚、N1で姿勢角が20°になるのは打上げ後190秒で、その時高度は60 km、速度は2.2 km/sに達している。)何れにしても垂直発射による空中発射でもかなりのエネルギーの利得、従ってペイロード重量の増加が期待できよう。

3.2 母船となる航空機

現用の航空機のうち最大のものは、商用機ではボーイングB-747、軍用機ではロッキードC-5である。ペイロード重量はB-747が68 t、C-5が100～120 tでやゝ大きい。図3.1にB-747-200を、図3.2にC-5Aを示す。また表3.1に主要要目を示す。

一例として表3.2には我が国の人工衛星打上げロケットの大きさと重量を示したが、Mを除き重量の点からすでにN系ロケット級の大きさでも上記の既存の航空機での空中発射は困難であろう。Hシリーズ・ロケットは現在まだ形態が決定されていないが、H1ロケットの重量は恐らく150～200 tに達するので、母船となる航空機は更に大型のものが必要となる。1973年頃に米国ではスペースシャトル・オービタの輸送用としてC-5Aを並列に連結した双子型C-5Aの概念が検討された。その後計画が実現された様子はないが、計画によるとこの双子型C-5Aの離陸重量は約720 t、ペイロードは約230 tで、空中発射の母船になり得る能力をもっていると云えよう。図3.3にその概念図を示す。

一方、周囲を海で囲まれた我が国の地理的条件を考えると、飛行艇の有用性が考えられる。我が国で現有の飛行艇にはPS-1があるが、たかだか総重量32.6t程度で、母船となる大きさではない。

運輸経済研究センターでは、陸上空港不要といった特性を生かし、飛行艇輸送システムが、将来の交通システムの中に組み入れられるか、又組み入れられるとすれば

どのような役割を果し得るか、について調査を行った。^{3,4)} 其中で大型飛行艇の概念設計が行われている。図3.4にその形態を示す。また主要要目は表3.1に示す。この飛行艇は最大離着水重量522t、ペイロード120t、C-5Aよりやや大きい、双子型C-5Aよりは小さく、大型ロケットの母船としてはまだ不十分と云えよう。従ってH級ロケットの母船とするためには更に双子型にしてペ

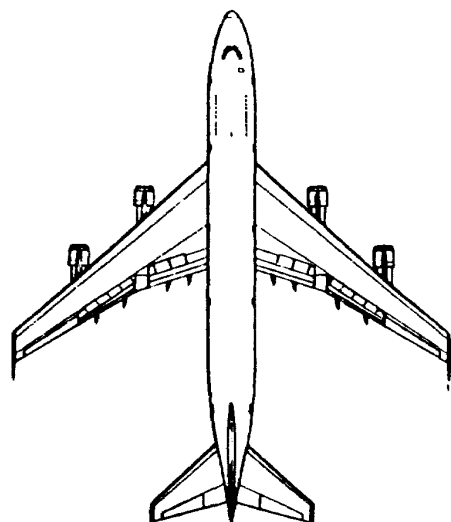


図 3.1 ボーイング B-747-200

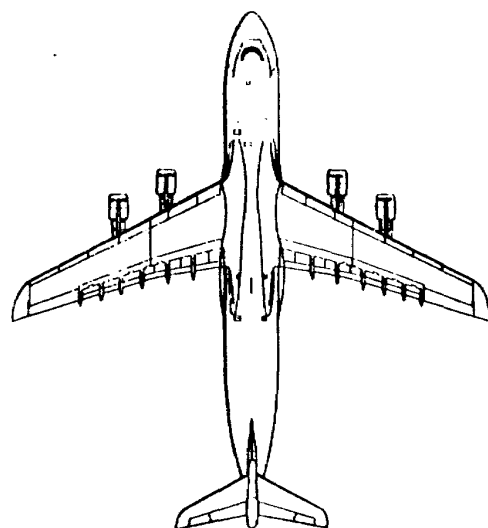


図 3.2 ロッキード C-5A

表 3.1 大型航空機の主要要目

機 種 要 目	ボーイング B-747 -200 (米 国)	ロッキード C-5A (米 国)	双子型 C-5A (米 国)	大 型 飛 行 艇 (日 本)
全 長	7 0.5 1 m	7 5.4 9 m	—	5 7.7 m
全 幅	5 9.6 4 m	6 7.8 7 m	—	7 8 m
自 重	1 7 1.0 1 t	1 4 7.5 3 t	—	2 1 5.7 t
ペイロード	6 7.8 1 3 t	99.79 t (2.5G) 120.2 t (2.25G)	2 3 4 t	1 2 0 t
総 重 量	3 5 1.5 4 t	330.21 t (2.5G)	7 2 0 t	5 2 1.7 t
最 大 速 度	9 6 7 km/h	9 2 0 km/h	—	9 4 0.8 km/h
巡 航 速 度	9 0 7.5 km/h	8 3 4 km/h	—	9 0 0 km/h
航 続 距 離	7520km(最大ペイロード)	4880 km (最大搭載)	—	5600 km(最大ペイロード)
巡 航 高 度	1 0,6 0 0 m	9,1 5 0 m	—	1 1,2 8 0 m

表 3.2 我が国打上げロケットの大きさ

要 目 \ 機 種	M-3H	N 1	N 2 (計画)
全 長 (m)	2 3.8 m	3 2.5 7	3 5.4
外 径 (m)	1.4 1	2.4 4	2.4 4
総 重 量 (t) (除衛星)	4 8.7	9 0.4	1 3 5.5
打 上 げ 能 力	3 0 0 kg (高度 250km 円軌道, 傾斜角 31° の場合)	約 130 kg (静止軌道)	約 350 kg (静止軌道)

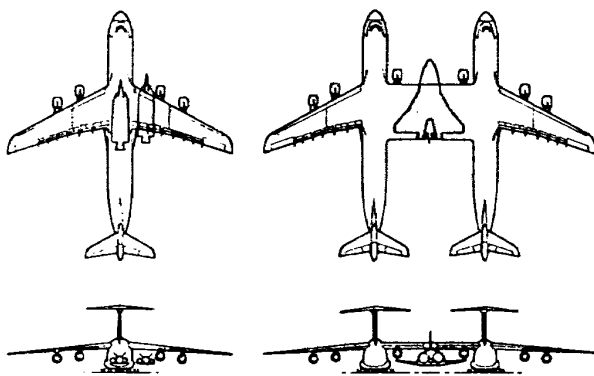


図 3.3 双子型 C-5A と C5A^{3.2)}
(シャトル・オービタを胴体部に搭載)

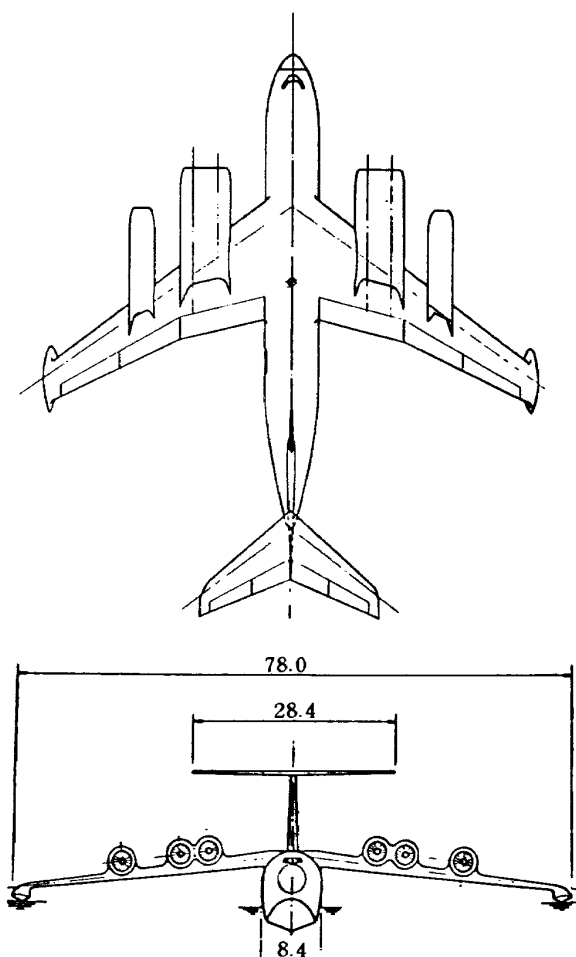


図 3.4 わが国で検討された大型飛行艇

イロード能力の向上をはかる必要があろう。しかし、同調査によれば機体開発費のみで約 4,000 億円に達し、海上空港設備の建設まで含めば経費は更に膨大なものとなる。従ってこのような機体をロケット打上げ母船用としての目的のみで開発することは不可能で、母船としては既存の大型航空機の改造で行かざるを得ないであろう。

3.3 むすび

ロケット空中発射の技術的問題点に深くふれることなく、現存する、あるいは計画されている大型航空機の調査を行ったが、次の事が要約されよう。

1) 空中発射には、ロケットのペイロード重量の向上、打上げの機動性などいくつかの利点があり、調査研究の価値はある。

2) ロケット打上げ用として大型航空機を新たに開発することは経済的に見て得策ではないので、既存の航空機を利用の方が良い。

3) 既存の航空機を対象とすると、最大の C-5A でも N1 程度の大きさのロケットの母船としては不十分と思われる。

4) 我が国で開発された大型航空機は現在ないが、国情に合い、かつ大型化に対して利点のある大型飛行艇が将来開発されることがあれば、その利用は考えられよう。

3. の参考文献

- 1) 宇宙開発委員会長期ビジョン特別部会：我が国の宇宙開発に関する長期ビジョン，昭和52年7月
- 2) R. Salkeld; Single-Stage Shuttles for Ground Launch and Air Launch, Aeronautics & Astronautics, March 1974, pp. 52 ~ 64
- 3) 渡辺 勝，樋口一雄，戸川隼人：ロッキーン・シグマ4型の性能計算，生産研究，Vol.14, No.2 1962
- 4) 運輸経済研究センター：新しい社会環境下における飛行艇輸送システム，昭和50年3月

4. 大型液体ロケット爆発時の危険性の調査検討

4.1 序説

液体推進薬を使用するロケットの爆発事故は設計法と操作方法の進歩によって近年その頻度が減少しつつある。しかしロケットの燃料・酸化剤の爆発あるいは圧力容器の破裂の可能性はつねに存在するのであるから、爆発エネルギー生成量、爆風および爆発破片の人体および建物に対する影響を定量的に予測することが重要になる。

本章では、NASA CR-134906 "Workbook for Predicting pressure wave and fragment effects of exploding propellant tanks and gas storage vessels" に拠って行なった二、三の事故例の計算について述べる。上記報告は一連の実験と解析とに基づいて作成したグラフおよび簡単な計算式を用いて爆発の危険性を予測する方法を与えているが、三種の燃料と酸化剤の組合せに対して、三つの事故形態のうちのあるひとつが発生したと想定して、爆発の影響を予測するもので、種々の事故の起る確率については述べていない。

燃料と酸化剤の三つの組合せは次の通りである。

- (1) 50 % N_2H_4 - 50 % UDMH と N_2O_4 、質量比 1/2,
- (2) ケロシンと液体酸素、質量比 1/2.25,
- (3) 液体水素と液体酸素、質量比 1/5.

また、想定される事故形態は次の三つである。

- (1) 推進薬タンクの内部隔壁の破損による燃料と酸化剤の混合,
- (2) ロケットが数メートル上昇後推力を失い、発射台上に落ちて、タンクが破裂する場合,
- (3) ロケット発射後の制御の誤りなどによる高速地上激突。

以下の組合せのそれぞれに対して、爆発エネルギー生成量、爆風特性、爆風の構造物に対する影響、爆風の人体に対する影響、爆発破片の特性、破片の人体に対する影響の順で爆発の影響の評価が行なわれている。

4.2 想定するロケット推進薬の種類と重量

以下の計算において、推進薬の組合せおよび重量を次のように想定する

一段	ケロシン 液体酸素	100ton (#1)	200ton (#2)
	液体水素 液体酸素	100ton (#3)	600ton (#4)
二段	液体水素 液体酸素	10ton	20ton

爆発の影響を評価する距離は、150m, 300m, 600m, 1 km である。1 km 以上の距離に対しては正確に評価できない。また以下に判明するようにその必要もあまりない。

4.3 計算例 1

まず、事故形態(2)によって、一段目の推進薬が爆発する場合について計算する。事故の発生は離陸直後であるから、推進薬重量は離陸時のそれに等しいとする。また、高さ 10m からの落下を仮定すると、衝突速度は $U_1 = \sqrt{2gh} \approx 14.0 \text{ m/s}$ となる。

4.3.1 爆発によるエネルギー生成量

爆発によって生成されるエネルギーは二つの段階を経て推定される。一つは推進薬の総質量からグラフによってエネルギー生成量を読み取るもので、グラフそのものは、上述の推進薬の三つの組合せ、および三つの事故形態に対して同一であるが、実際のエネルギー生成量を求めるには、推進薬の組合せ(1), (2), (3)に対してそれぞれ 240 %, 125 %, 370 % の乗数を乗じなければならない。

もう一つは、推進薬、事故形態の組合せのそれぞれについて与えられたグラフからエネルギー生成量を読み取るもので、必要に応じて着火時間、衝突速度、衝突地面の硬軟を仮定する。これは推進薬質量によらない。

推進薬および事故形態のある組合せに対して、上のように二つのやり方で求めたエネルギー生成量を比較し、小さい値を真のエネルギー生成量として採用する。(上記報告書では、このようなエネルギー生成量決定の方法に対する根拠については何ら述べられていない。)

事故形態(2)について、段階 1 の方法でエネルギー生成量 Y を求めると、

ケロシン-液体酸素 100ton に対して

$$Y = 125 \times 0.065 = 8.12 (\%),$$

同 200ton に対して

$$Y = 125 \times 0.055 = 6.88 (\%),$$

液体水素-液体酸素 100ton に対して

$$Y = 370 \times 0.065 = 24.05 (\%),$$

同 600ton に対して

$$Y = 370 \times 0.05 = 18.5 (\%) \text{ となる。}$$

段階 2 の方法で Y を求めるには、次の式で与えられる最大生成量 Y_m を知らなければならない。

$$Y_m = 5 + 6.82 U_1, \quad 0 \leq U_1 \leq 16.8 \text{ m/s}$$

(ケロシン-液体酸素),

$$Y_m = 10 + 4.43 U_1, \quad 0 \leq U_1 \leq 24.4 \text{ m/s}$$

(液体水素-液体酸素)。

上式によると、ケロシン-液体酸素、液体水素-液体

酸素に対して、 Y_m はそれぞれ 100.5 %、72.0 %となる。
着火時間を Y が最大値を取るように選ぶと（それぞれ
0.5 sec、0.56 sec）、

ケロシン-液体酸素（100ton、および 200ton に対し
て

$$\frac{Y}{Y_m} = 0.70,$$

$$Y = 0.70 \times 100.5 = 70.35 (\%)$$

液体水素-液体酸素（100ton および 600ton）に対
して

$$\frac{Y}{Y_m} = 0.626$$

$$Y = 0.626 \times 72.0 = 45.1 (\%) \text{ となる。}$$

段階 1、2 で求めた値を比較して、エネルギー生成量
は次のようになる。

ケロシン-液体酸素	100ton (#1)	$Y = 8.12 \%$
	200ton (#2)	$Y = 6.88 \%$
液体水素-液体酸素	100ton (#3)	$Y = 24.05 \%$
	600ton (#4)	$Y = 18.5 \%$

4.3.2 爆風の特性

爆風の特性は主として過圧力（爆風衝撃波前面のピーク圧より大気圧を差引いたもの）およびインパルス（衝撃波通過中のゲージ圧の時間積分、主としてその正の部分）によって定まる。上記報告書は、推進薬および事故形態のそれぞれの組合せに対して、過圧力 P およびインパルス I を、 $P - R/W^{1/3}$ 、 $I/W^{1/3} - R/W^{1/3}$ のグラフで与えている。但し、 R は爆発源からの距離であり、 W は、推進薬全質量を W_T 、エネルギー生成量を Y として、

$$W = W_T \times \frac{Y}{100}$$

で与えられる推進薬有効質量である。

上述のグラフを用いて P および I を求めると次のようになる。

ケロシン-液体酸素 100ton (#1)

$R (m)$	$P (Pa)$	$I (Pa \cdot sec)$
150	1.85×10^4	6.75×10^2
300	7.41×10^3	3.49×10^2
600	————	————
1000	————	————

($Pa = \text{Newton}/m^2$)

ケロシン-液体酸素 200ton (#2)

$R (m)$	$P (Pa)$	$I (Pa \cdot sec)$
150	2.28×10^4	9.75×10^2
300	8.90×10^3	4.77×10^2
600	————	————
1000	————	————

液体水素-液体酸素 100ton (#3)

$R (m)$	$P (Pa)$	$I (Pa \cdot sec)$
150	3.32×10^4	1.51×10^3
300	1.25×10^4	8.89×10^2
600	4.75×10^3	4.73×10^2
1000	————	————

液体水素-液体酸素 600ton (#4)

$R (m)$	$P (Pa)$	$I (Pa \cdot sec)$
150	7.35×10^4	4.21×10^3
300	2.50×10^4	2.31×10^3
600	9.48×10^3	1.25×10^3
1000	4.75×10^3	7.87×10^2

横線 ——— は上述のグラフでは決定不能であることを示す。

4.3.3 爆風の構造物への影響

4.3.2 で求めた P と I によって爆風の構造物に対する影響を評価することができる。

4.3.3.1 ガラスの破壊

ガラスが破壊する時の圧力 P_r は近似的に次式で与えられる。

$$\frac{P_r X^2}{\sigma_y h^2} = \frac{1.0 + 3.08 \left(\frac{X}{Y}\right)^2 + \left(\frac{X}{Y}\right)^4}{8.68 \left[0.79 + 0.11 \left(\frac{X}{Y}\right)^2 + 0.79 \left(\frac{X}{Y}\right)^4 \right]^{1/2}}$$

ここで

σ_y は降伏応力、 h はガラスの厚さ、 X 、 Y はそれぞれ短長辺の長さの半分であり、 σ_y は

$$\sigma_y (Pa) \cdot h (m) = 1.00 \times 10^6$$

で与えられる。

P_r は P と爆風のガラス面への入射角との複雑な函数であって、上記報告書中では図表化されている。爆風がガラス面に平行であるときはつねに $P_r = P$ であり、爆風がガラス面に垂直に当たり、かつ $P < 10 \text{ kPa}$ の弱い衝撃波の時は、 $P_r = 2P$ である。

いま $h = 0.01 \text{ m}$ 、 $X = 1.0 \text{ m}$ 、 $Y = 1.5 \text{ m}$ とすると、

$$\sigma_y = 10^8 \text{ Pa}, \quad P_r = 2960 \text{ Pa}$$

となる。

したがって、ガラス面が爆風の方に平行のときは $P = 2960 \text{ Pa}$ 、垂直のときは $P = 1480 \text{ Pa}$ でガラスの破壊が始まる。4.3.2 で求めた P の値と比較すると、上に考えたガラス板は、その面が爆風の方に平行であるか垂直であるかを問わず、#1、#2 では 300 m 以内、#3 では 600 m 以内、#4 では 1000 m 以内ですべて破壊することがわかる。

4.3.3.2 建物の破壊

爆風の建物への影響は、第二次世界大戦中のイギリスにおける爆撃被害のデータ、および1871年以降の爆発の記録に基づいて作成されたP-I図によって評価することができる。図は小損害、大損害、半壊の3つのレベルの等損害P-I曲線から成る。小損害はガラスの破壊、結合部のねじれを意味し、大損害は屋根の半・全壊、少なくとも一つの外部壁の部分的損害、および荷重支持用の仕切りあるいは要素の破壊を意味する。また半壊とは50%ないし70%の外部壁が破壊されるか危険な状態となるかを意味する。

このグラフによって、各距離にある建物の損害の程度を評価すれば、次のようになる。

# 1		
150 m	大損害	
300 m	小損害	
# 2		
150 m	大損害	
300 m	小損害	
# 3		
150 m	大損害	
300 m	小損害	
600 m	小損害の下限	
# 4		
150 m	半壊	
300 m	大損害	
600 m	小損害	
1000 m	小損害の下限	

4.3.4 爆風の人体への影響

爆風の生じた時に、人体がどういう地形上の環境にいるかによって、その影響は大きく異なるが、ここでは、人体は障害物から離れた、平らな地面に立っているものとする。大抵の場合、これが最も危険な状態である。爆風の影響は、肺や耳の損傷などの爆風の直接的な影響と、爆風によって人体が吹飛ばされ地上に衝突することによる頭蓋骨折や内部器管の損傷などの間接的なものに分けられる。

4.3.4.1 肺の損傷

肺の損傷の程度は $\bar{P} = P/P_0$ と $\bar{I} = I/P_0^{1/2} m^{1/2}$ によって決定される。ここで P_0 は大気圧、 m は人の体重(kg)である。 $P_0 = 1.0135 \times 10^5 \text{ Pa}$ 、 $m = 40 \text{ kg}$ とおく。グラフは等しい損傷回避率を与える $\bar{P}-\bar{I}$ 曲線より成っている。これによると次のようになる。

# 1		
R = 150, 300 m	無損傷	
# 2		

R = 150, 300 m	無損傷
# 3	

R = 150, 300, 600 m	無損傷
# 4	

R = 150 m	99%回避率
-----------	--------

R = 300, 600, 1000 m	無損傷
----------------------	-----

4の場合、無損傷となる距離は155 m以上であると推定される。

4.3.4.2 耳の損傷

耳の損傷の目安として鼓膜の破れが選ばれる。しかしながら、鼓膜が破れなくとも恒久的な耳の損傷が起る場合もあり、また鼓膜が破れることによってもっと重大な損傷を避け得ることもある。損傷の程度はPとIによって決定される。上記報告書で与えられたグラフから次のことがわかる。

1, # 2, # 3のすべての距離に対して、鼓膜の破れは予想されない。

4については、 $R = 150 \text{ m}$ では、鼓膜の破れの確率は50%以下であり、その他の距離においては鼓膜は破れない。限界距離は240 m位である。

4.3.4.3 頭蓋骨折

傷害の程度はPおよび $I/m^{1/2}$ で与えられる。前と同じように、 $m = 40 \text{ kg}$ とする。与えられたグラフから次のことがわかる。

1, # 2, # 3の場合は、150 m以上離れたすべての距離において安全である。

4の場合、 $R = 150 \text{ m}$ においてはほぼ100%の率で頭蓋骨折が起る。また損傷の程度の限界距離を推定すると次のようになる。

安全	235 m
損傷限界値	210 m
50 %	180 m
100 %	160 m

4.3.4.4 全身衝突

傷害の程度はPと I/m で与えられる。 $m = 40 \text{ kg}$ として、与えられたグラフから次のことがわかる。

1, # 2, # 3の場合は、 $R = 150 \text{ m}$ 以上のすべての距離においてほぼ安全である。

4の場合、 $R = 150 \text{ m}$ において、致死率50%と致死限界との間(後者に近い)にあるが、 $R = 300 \text{ m}$ 以上においてはほぼ安全である。また致死限界距離と安全限界距離を推定すると、それぞれ160 m, 225 mとなる。

4.3.5 爆発破片の特性

推進薬タンクの破片の初期速度、質量分布、飛距離に関しては、PYRO実験プロジェクトによって得られたデ

ータが図表化されている。それによると次のことが推定される。

(1) 95 %の破片の持つ初期速度

1, # 2 330m/s 以下

3, # 4 500m/s 以下

(2) 95 %の破片はすべての場合に対し 120 kg 以下の質量を持つ。

(3) 95 %の破片の飛距離はそれぞれ 415 m, 440 m, 555 m, 600 m 以内である。

4.3.6 破片の人体におよぼす影響

爆風によって破壊された窓から飛散するガラスの破片の人体への影響を評価する。

人体に当たるガラス破片の半が皮膚を貫通すると予想される限界速度は次の式で与えられる。

$$V_{50} = 1247.1 (A/M) + 22.03 (m/s)$$

ここで A は軌道に沿った破片断面積 (m^2)、M は破片の質量 (kg) である。普通のガラスでは $V_{50} = 23.4 m/s$ である。 $V \geq V_{50}$ のときには、重大な損傷が予測される。

一方、人体に当たる速度 V と過圧力 P_e との関係が次式によって与えられる。

$$V = \{ 0.2539 + (1.896 \times 10^{-4})(h - 7.62 \times 10^{-4})^{-0.928} \} \times 0.3443 P_e^{0.547}$$

ここで h はガラスの厚さ (m) である。

$V = V_{50}$, $h = 3.175 \times 10^{-3} m$ とおくと、上式より $P_e = 1.96 \times 10^4 Pa$ となる。

爆風の方向に平行な窓ガラスに対しては、 $P_e = P$ である。この過圧力に相当する距離を 4.3.2 で使用したグラフによって求めると、# 1 と # 2 に対して、 $R/W^{1/3} = 6.70$ 、# 3 と # 4 に対しては $R/W^{1/3} = 7.55$ となる。したがって、次に示される距離内においては、ガラス破片による人体損傷が予想される。

# 1	135 m
# 2	160 m
# 3	220 m
# 4	365 m

爆風の方向に垂直なガラスに対しては、 $P_e = P_r$ (反射過圧力) $= 9.45 \times 10^3 Pa$ である。これに相当する距離は、# 1 と # 2 に対して $R/W^{1/3} = 11.3$ 、# 3 と # 4 に対して $R/W^{1/3} = 12.2$ となる。したがって、次に示される距離内において、ガラス破片による人体損傷が予想される。

# 1	230 m
# 2	270 m
# 3	355 m
# 4	590 m

以上の計算例の他、一段目と二段目の液体水素-液体酸素が同時に同じ事故形態(2)によって爆発する場合も考えられる。その時エネルギー生成量は少し減少し、推進薬総質量は少し増加して、その結果有効質量はわずかに増加する。したがって、計算例 1 で推定した値を少々苛酷な側にずらせば充分であろう。一段目のケロシン-液体酸素、二段目の液体水素-液体酸素が同時に同じ事故形態(2)によって爆発するときの損害の評価は上述の方法では行うことができない。

4.4 計算例 2

もうひとつの事故例として、一段目の推進薬が事故形態(1)によって爆発する場合の程度を評価する。計算例 1 と同様な方法で Y を求める。

4.4.1 爆発によるエネルギー生成量

計算例 1 とまったく同じ値である。

ケロシン-液体酸素 100ton (#1) Y = 8.12 %

同 上 200ton (#2) Y = 6.88 %

液体水素-液体酸素 100ton (#3) Y = 24.05 %

同 上 600ton (#4) Y = 18.5 %

4.4.2 爆風の特性

事故形態(1)に対する $P-R/W^{1/3}$, $I-R/W^{1/3}$ のグラフより次のようになる。

ケロシン-液体酸素 100ton (#1)

R (m)	P (Pa)	I (Pa·sec)
150	2.06×10^4	7.90×10^2
300	8.07×10^3	4.78×10^2
600	————	————
1000	————	————

ケロシン-液体酸素 200ton (#2)

R (m)	P (Pa)	I (Pa·sec)
150	2.70×10^4	1.11×10^3
300	1.02×10^4	4.79×10^2
600	————	————
1000	————	————

液体水素-液体酸素 100ton (#3)

R (m)	P (Pa)	I (Pa·sec)
150	2.75×10^4	1.75×10^3
300	1.15×10^4	9.33×10^2
600	4.25×10^3	4.88×10^2
1000	————	————

液体水素-液体酸素 600ton (#4)

R (m)	P (Pa)	I (Pa·sec)
150	6.21×10^4	4.51×10^3
300	2.08×10^4	2.46×10^3

600	7.96×10^3	1.32×10^3
1000	4.25×10^3	8.13×10^2

4.4.3 爆風の構造物への影響

4.4.3.1 ガラスの破壊

計算例1で求めた値と比較すると、この例でもP、Iが求められているすべての距離以内のガラスはすべて破壊することがわかる。

4.4.3.2 建物の破壊

建物の破壊の程度は次の通りである。

#1と#2

150 m	大損害
300 m	小損害

#3

150 m	大損害
300 m	小損害
600 m	無損害

#4

150 m	半壊
300 m	大損害
600 m	小損害
1000 m	無損害

4.4.4 爆風の人体への影響

4.4.4.1 肺の損傷

$P/P_0 - I/P_0^{1/2} m^{1/2}$ のグラフによると、すべての場合に対し150 m以上爆発地点から離れていれば肺の傷はないことがわかる。

4.4.4.2 耳の損傷

P-Iグラフによって、次のことがわかる。

#1、#2、#3に対しては、150 m以上の距離においては鼓膜の破れは予想されない。

#4については、150 mにおいては、鼓膜の破れの確率は50 %をはるかに下回り、300 m以上においては鼓膜の破れは考えられない。その限界距離は220 m位である。

4.4.4.3 頭骸骨折

$P-I/m^{1/2}$ のグラフより、#1、#2、#3に対しては、150 m以上離れた地点では安全であることがわかる。また#4に対しては、150 mはほぼ100 %の率で頭骸骨折の起る限界の距離である。損傷の程度のその他の限界距離を推定すると以下ようになる。

#4

安全	210 m
損傷限界	195 m
50 %損傷限界	170 m

4.4.4.4 全身衝突

#1、#2、#3の場合は、150 m以上のすべての距離においては安全である。

#4の場合、150 mは致死限界をわずかに越えているが、300 m以上の距離においては安全である。致死限界、安全限界はそれぞれ155 m、215 mである。

4.4.5 爆発破片の特性

(1) 95 %の破片の持つ初期速度

#1、#2	700 m/s 以下
#3、#4	940 m/s 以下

(2) 破片の質量分布について決定すべきデータはない。

(3) 破片の飛距離に関しては計算例1とまったく等しい。

次の距離内にある、爆風の方向に平行なガラス窓より飛散するガラス破片は人体を損傷すると予想される。

#1	160 m
#2	190 m
#3	190 m
#4	315 m

また爆風の方向に垂直なガラス窓は、次の距離内にあるとき、その破片が人体を損傷すると予想される。

#1	260 m
#2	315 m
#3	320 m
#4	530 m

4.5 事故形態(3)の場合

最後に、一段目推進薬が事故形態(3)によって爆発する場合について考える。撃突速度を40 m/sと仮定すると、爆発エネルギー生成量は、それぞれの組合せに対して、事故形態(2)の場合とまったく同一であることがわかる。事故形態(2)と(3)の場合のPおよびIを決定するグラフは同一であるが、事故形態(3)の場合は地上に衝突するまでに推進薬を消費しているため、(2)に比べて有効質量Wが小、したがって $R/W^{1/3}$ が大になる。グラフは右下がりの曲線であるので、対応するPおよびIの値は小さくなる。よって、事故形態(3)の場合には、事故形態(2)で評価された値を用いれば、安全側にあることがわかる。

4.6 結 語

以上の簡単な計算例からケロシン-液体酸素の爆発に対しては事故形態(1)、液体水素-液体酸素の爆発に対しては事故形態(2)による損害評価をすればよいことがわかる。但し、後者の場合、二段目の推進薬も同時に爆発する可能性も考慮して一割程度安全側にずらすことが必要

であろう。また事故形態(3)については、ロケットの爆発地点が打上地点と大いに異なる可能性もあるので、その評価は難しい。

5. 打上げ性能から見たロケットのシステム・デザイン手法

記号

A_i	: i 段におけるプロペラント充填率 = W_{pi} / W_{si}	
a	: 楕円軌道の長半径	[km]
D	: ロケットの直径	[m]
DUR	: 各段の燃焼時間	[sec]
GF	: 増大係数 (Growth Factor) = W_{LI} / W_{PL}	
GM	: 地心引力定数 = 398603.2	[km ³ /sec ²]
g_0	: 平均重力加速度 = 0.00980665	[km/sec ²]
h_a	: 地表面から遠地点までの高度	[km]
h_p	: 地表面から近地点までの高度	[km]
I_{SP}	: 比推力	[sec]
L	: ロケットの全長	[m]
m	: ロケットの質量	[kg·sec ² /m]
R	: 地球の赤道半径 = 6378.165	[km]
r	: 地球中心から衛星までの距離	[km]
r_a	: 地球中心から軌道の apogee までの距離	[km]
r_i	: ロケットの i 段の質量比 = W_{Li} / W_{oi}	
r_p	: 地球中心から軌道の perigee までの距離	[km]
s	: 構造係数 = W_s / W_g	
T	: ロケットの推力	[ton]
V	: 速度	[km/sec]
V_{BO}	: V を地球表面で換算したもの (Burn Out Velocity)	[km/sec]
$V_C(r)$: 半径 r の円軌道における衛星速度	[km/sec]
V_{rot}	: 地球の回転速度	[km/sec]
V_{th}	: 理論的必要速度 = $V_{BO} + \Delta V_p + \Delta V_a$	[km/sec]
V_{tot}	: 全必要速度 = $V_{th} + \Delta V_d + \Delta V_g + \Delta V_m + V_{rot}$	[km/sec]
W_{Li}	: i 段以上の初期重量	[ton]
W_{oi}	: i 段以上の燃焼後の重量 = $W_{Li} - W_{pi}$	[ton]
W_p	: 各段のプロペラント重量	[ton]
W_{PL}	: ペイロード重量	[ton]
W_s	: 各段の重量 = $W_p + W_s$	[ton]
W_s	: 各段の構造重量	[ton]
r	: 飛上り軌道径路角	[deg]
ΔV	: 速度増分	[km/sec]
ΔV_a	: apogee kick に必要な増速分	[km/sec]
ΔV_d	: 抗力損失	[km/sec]
ΔV_g	: 重力損失	[km/sec]
ΔV_i	: i 段で得られる速度増分	[km/sec]
ΔV_{loss}	: 速度損失 = $\Delta V_d + \Delta V_g$	[km/sec]
ΔV_m	: 速度マージン	[km/sec]

ΔV_p	: perigee kick に必要な増速分	[km/sec]
δ	: 操舵角 = $\theta - r$	[deg]
θ	: ロケットの姿勢角	[deg]
λ	: Lagrange の未定係数	
ν	: 緯度	[deg]
σ	: 発射方位角	[deg]
ω_0	: 地球自転角速度 = 7.2921152×10^{-5}	[rad/sec]

5.1 概論

ロケットを開発するには、要求されているミッションを十分満足するような性能、安全性、信頼性および経済性を考慮しなければならない。また、打上げに際しては、打上げ設備、追跡管制設備等の支援設備も必要となり、ロケットの開発作業は広範囲に渡る。

宇宙研究グループでは以前に「人工衛星打上げ用ロケット・システムについての検討」^{5,1)}(NAL-TM-249)においてシステム・スタディを行っており、この中でロケットの開発についての一例が示されている。ロケットの開発においては、コンピュータによるシミュレーションが所々で行なわれ、特に打上げ性能の解析は全てコンピュータ・シミュレーションによる。従って、本章では現在所有しているシミュレーション・プログラムを用いて行なえる、打上げ性能から見たロケットのシステム・デザインに関する方法について述べる。

5.2 システム・デザインの手順

打上げ性能から見たロケットのシステム・デザインの手順を、図 5.1 に示すフローチャートに沿って説明する。なお、フローチャートの 部分は現在までにプログラム化されていることを表わす。全体は 4 つの phase に別れており、各 phase で性能計算を行ない、ミッションを満足したならば次の phase へ進むようになっている。その phase でミッションが満たされない場合には、その phase に関連するパラメータの検討変更を行ない再度性能計算を行なう。そして、最終的にその phase では解決しないような場合には、一つ前あるいはその前の phase に戻りその段階から改めて検討を行なう。このようにして phase 4 に到達すると、ここでは制御系、誘導系を含めてロケットの運動を三次元 6 自由度の剛体としてシミュレートするので、ロケット・システム全体を評価することができる。そして、この phase 4 を満足することによってシステム・デザインは終了する。

以下に各 phase の内容について述べる。

5.2.1 phase 1 (概念設計)

phase 1 は概念設計段階で、3 つの STEP に分れてい

る。ミッション要求により必要な速度が求まるので、これによりロケットの大体の構成が決定する。その仕様を基本として、第1次打上げ性能あるいは将来の発展性等を phase 1 で検討する。以下、各STEPについて述べる。

5.2.1.1 必要速度の決定 (STEP1)

要求されるミッションによりペイロードおよび最終の軌道(衛星高度)が与えられるので、これによりミッションに必要な速度が決定される。必要速度の決定に際しては、一般に次のような仮定が設けられている。即ち、ロケットはただ一つの天体の引力下で真空中で運動するものとし、必要な速度変化は瞬間的に変えるものとする。このような仮定の下で計算されるある衛星軌道における必要速度を理論的必要速度(V_{th})と呼ぶ。今、地球形状を完全な球体として、地球に対して楕円軌道を描く人工

衛星を考えると、その速度(V)は、

$$\frac{V^2}{GM} = \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \quad (5.1)$$

GM: 地心引力定数

r : 地球中心よりの距離

a : 楕円の長半径

で表わされる。特に、半径 r の円軌道における衛星速度を $V_C(r)$ とすると、

$$V_C(r) = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (5.2)$$

となる。

ロケットの性能計算においては、必要とする速度を地球表面で瞬間的に加速して得るものとするため、速度 V を地球表面に換算しなければならない。この換算した速度を Burnout Velocity (V_{BO}) と呼ぶ。ある楕円軌道上の2点(r_1, r_2)に注目すると、それぞれの点における速度には、式(5.1)より

$$V_1^2 = V_2^2 + 2V_C^2(r_1) \frac{r_2 - r_1}{r_2} \quad (5.3)$$

あるいは、

$$V_1 = V_2 \sqrt{1 + 2 \left(\frac{V_C(r_1)}{V_2} \right)^2 \frac{r_2 - r_1}{r_2}} \quad (5.4)$$

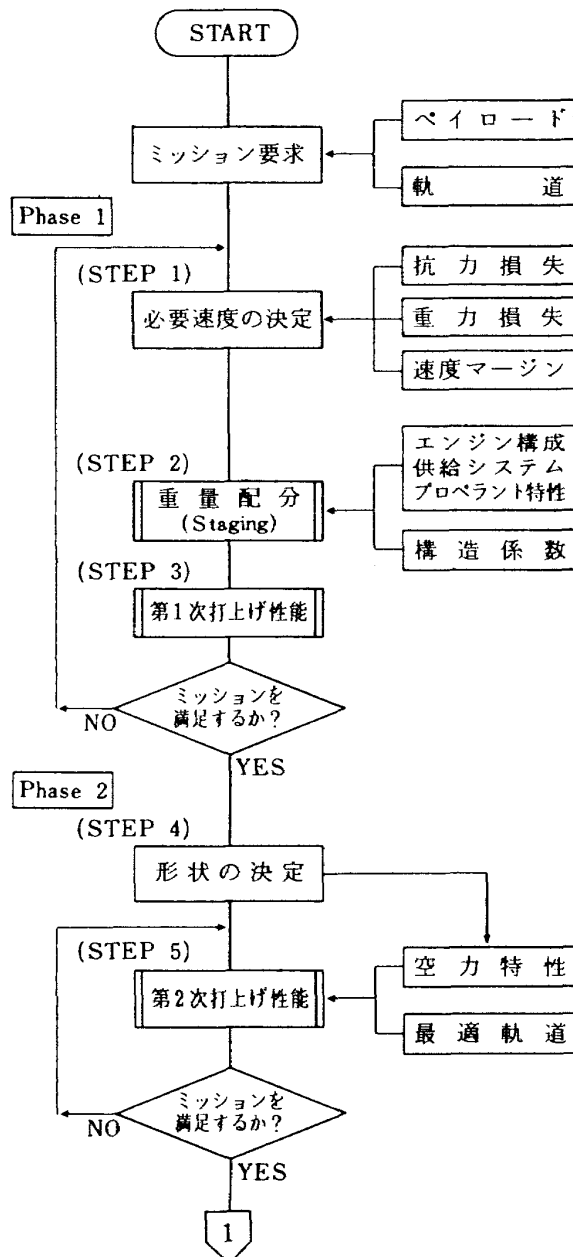


図 5.1 ロケット・システム開発の手順(1)

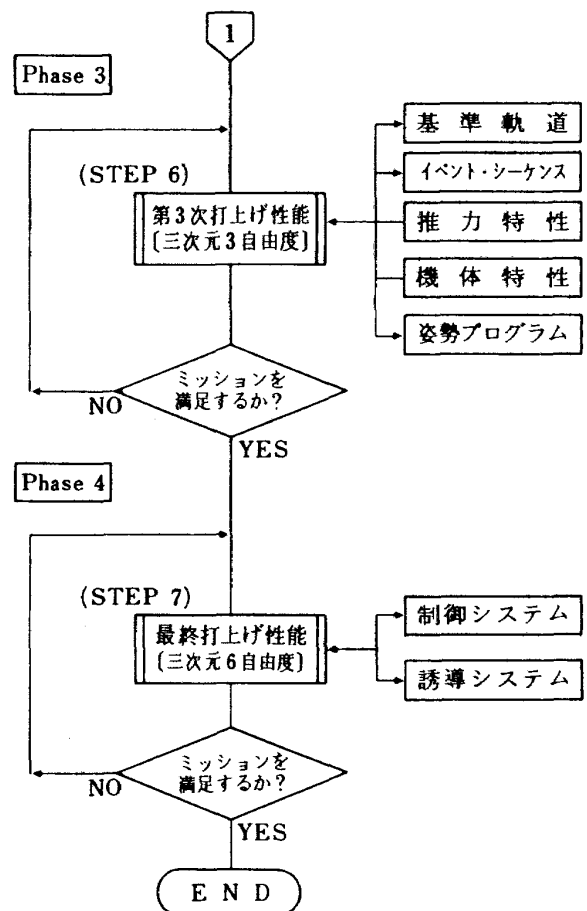


図 5.1 ロケット・システム開発の手順(2)

なる関係がある。式(5.4)を用いて V_{BO} を表わすと、

$$V_{BO} = V_2 \sqrt{1 + 2 \left(\frac{V_C(R)}{V_2} \right)^2 \frac{r_2 - R}{r_2}} \quad (5.5)$$

となる。これは r_2 において V_2 の速度を得るために必要な地球表面上の速度を意味している。

更に、楕円軌道の近地点 r_p および遠地点 r_a が分かると、楕円要素の関係式より長半径 a が求まるから、この場合の V_{BO} は、式(5.1)より

$$V_{BO} = V_C(a) \sqrt{1 + 2 \left\{ \frac{V_C(R)}{V_C(a)} \right\}^2 \frac{a - R}{a}} \quad (5.6)$$

となり、 a のみの関数で与えられる。高度に対する V_C と V_{BO} の計算例を図5.2に示す。

従って、 V_{th} としてはこの V_{BO} を用いるのであるが、静止衛星を打上げる場合には、一気に静止軌道に持って行くことが不可能である。そのためには、近地点における perigee kick、遠地点における apogee kick 等の操作が必要であり、これらに必要とされる速度増分 (dV_p , dV_a) も考慮して、 V_{BO} に加えなければならない。

しかし、現実には地上から打上げられるロケットは、大気中を飛上りするので空気の抵抗を受け、また重力によってもエネルギーの損失がある。これらの損失を速度損失 (Velocity loss ; dV_{loss}) と称し、特に、空気

による損失を抗力損失 (Drag loss ; dV_d) 重力による損失を重力損失 (Gravity loss ; dV_g) と言う。この dV_d と dV_g は、文献5.2)によると発射時の推力重量比 (T/W_{L1}) の関数として与えられており、これをまとめたものを図5.3に示す。 dV_d を小さくするためには、低高度でのロケットの速度を押さえる必要があり、それには (T/W_{L1}) が小さい方が良い。また、 dV_g を小さくするためには、加速時間を短くすることが必要であり、そのためには (T/W_{L1}) を大きくする方が良い。この (T/W_{L1}) は、次の STEP 2 における staging の要素となるエンジン・システムの決定に大きな影響を与える。(T/W_{L1}) の決定方法については、文献5.3)に詳しく述べているのでここでは省略し、現存のロケットにおける (T/W_{L1}) を図5.4に示す。図5.3の速度損失曲線は低高度軌道 (200km 位) への投入までの損失であり、また1段のみではなく injection に至るまでの各段の損失の総和と考えた方が現実的である。なお、ブースター付の場合には、ブースターを含めた発射時の T/W_{L1} は大きくなり図によると小さな dV_{loss} を与えることになるので、ブースター付の場合には修正を要する。

以上の速度損失の他に更に、ロケットを所定の軌道まで制御・誘導するために必要とされる速度の余裕 (V_e -

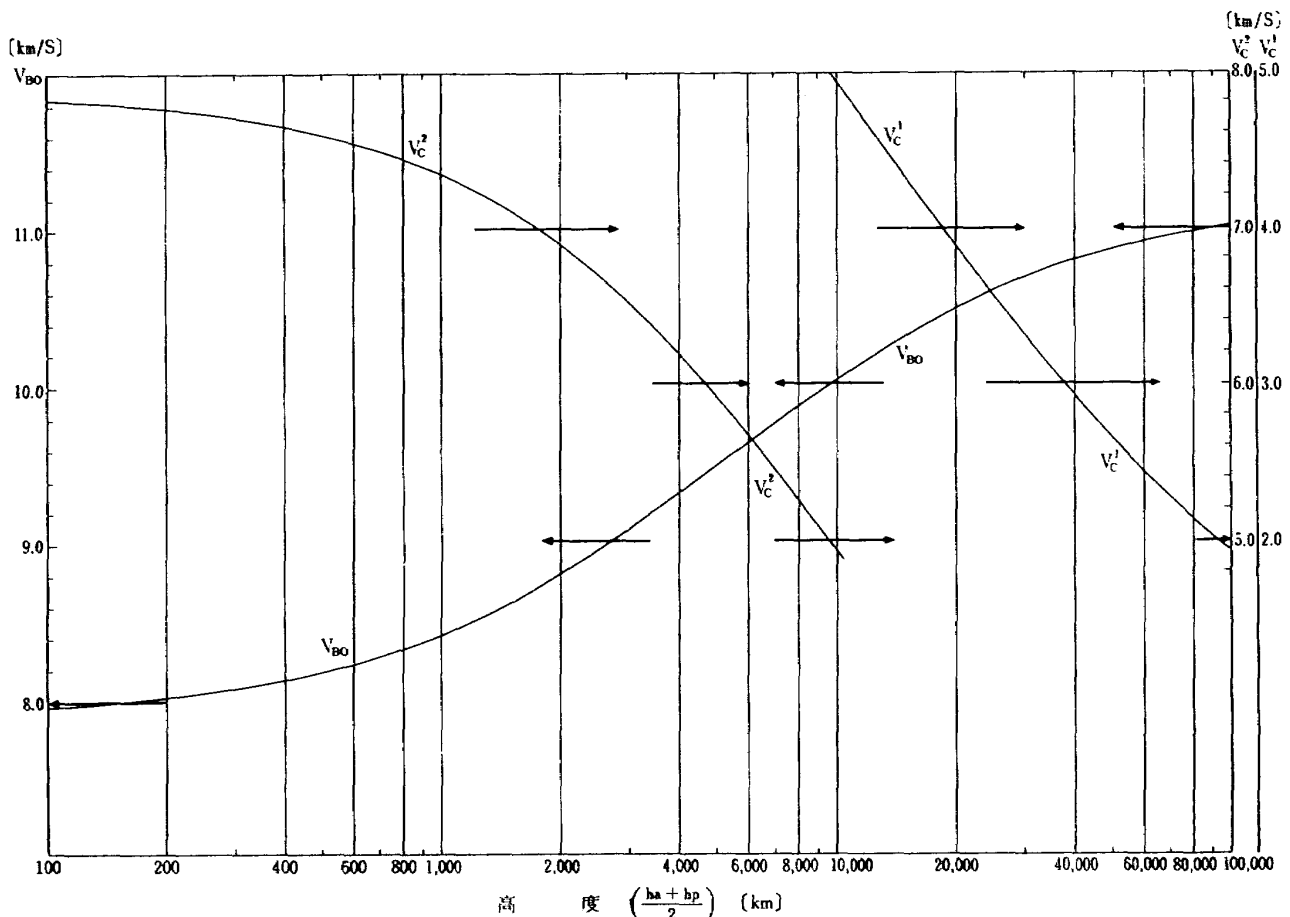


図5.2 高度に対する V_C と V_{BO} の関係

表 5.1 プロペラントの特性^{5.3)}

Liquid Propellant		Oxd/Fuel 重 量 比	平 均 比 重	燃 焼 温 度 [°F]	I_{sp} [s]	
Oxidizer	Fuel				海面上(sl)	真空中(vac)
Lox (1.14)*	RP-1 (0.80)	2.56	1.02	6150	300	353
	NH ₃ (0.60)	1.40	0.89	5100	294	343
	UDMH (0.79)	1.65	0.98	6010	310	363
	N ₂ H ₄ (1.01)	0.90	1.07	5660	313	365
	LH ₂ (0.071)*	4.02	0.28	5935	391	451
IRFNA (1.43)	RP-1 (0.80)	4.80	1.35	5355	268	314
	UDMH (0.79)	2.99	1.26	5340	276	323
	N ₂ H ₄ (1.01)	1.47	1.28	5090	283	328
N ₂ O ₄ (1.45)	RP-1 (0.80)	4.04	1.25	5745	276	323
	UDMH (0.79)	2.61	1.18	5685	285	333
	N ₂ H ₄ (1.01)	1.34	1.22	5390	292	339
注	() は常温における比重。ただし * は沸点における比重。 燃焼室圧力 10 00 psia と 70 ata とする。 (I_{sp}) _{sl} : ノズルは最適面積比とする。 (I_{sp}) _{vac} : ノズルの面積比を 30:1 とする。					
Solid Propellant		比 重	$(I_{sp})_{sl}$ [s]		$(I_{sp})_{vac}$ [s]	
		1.5~1.8	220~240		270~290	

である。また、発射時重量 (W_{Li}) とペイロード (W_{PL}) との間には、

$$GF = \frac{W_{Li}}{W_{PL}} \quad (5.9)$$

なる関係があり、この GF を増大係数 (Growth Factor) と呼ぶ。従って、多段式ロケットを用いた時の最終速度は、 V_{tot} に等しくなれば良い。今、 N 段ロケットを採用すると、 V_{tot} は、

$$V_{tot} = \sum_{i=1}^N g_0 I_{spi} \ln r_i \quad (5.10)$$

となる。この条件の下で、GF を最小にするために、最適な各段の重量配分 (staging) を求めるのが STEP 2 である。この staging の解法の概略を以下に述べる。与えるものとしては、各段の比推力 (I_{spi}) と構造係数 (s_i) がある。 N 段ロケットについて考える。

まず、各段毎の初期重量 W_{Li} は、

$$W_{Li} = W_{Pi} + W_{Si} + W_{PLi} \quad (5.11)$$

また、構造係数 s_i は、

$$s_i = \frac{W_{Si}}{W_{Pi} + W_{Si}} = \frac{W_{Si}}{W_{Li}} = 1 - A_i \quad (5.12)$$

となる。次に式 (5.11)、(5.12) より Growth Factor を求めると、

$$GF_i = \frac{W_{Li}}{W_{PLi}} = \frac{r_i(1-s_i)}{1-r_i s_i} \quad (5.13)$$

を得る。よって全段の Growth Factor は、

$$GF = \frac{W_{Li}}{W_{PL}} = \prod_{i=1}^N \frac{r_i(1-s_i)}{1-r_i s_i} \quad (5.14)$$

となる。

制限条件は速度であるから、全段が燃焼し終った時の速度は、式 (5.10) を用いる。

従って、モデル N 段ロケットに対する最適な r_i およびその時の V_{tot} は、Lagrange の未定係数 λ を用いて、

$$r_i = \frac{1 + \lambda g_0 I_{spi}}{\lambda g_0 I_{spi} s_i} \quad (5.15)$$

$$V_{tot} = \sum_{i=1}^N g_0 I_{spi} \ln r_i \quad (5.16)$$

で与えられる。 I_{spi} および s_i が与えられた時、式 (5.16) を満足する λ を求めて、式 (5.15) に代入すれば、最適な r_i が得られる。

このように、多段式ロケットの staging には、与えられた制限条件の下で全段の staging を行なう方法の他に、あるロケットの 1、2 段あるいはブースターと 1 段を与えた時に、3 段あるいは 2 段以上の I_{sp} と s を指定した場合の最適な staging を行なう方法がある。この方法は、初段は既存なものを上段のみで打上げ能力の向上を検討するのに役立つ。従って、STEP 2 では 2 種類のプログラムが用いられる。

構造係数 s が増大係数 GF に大きな影響を与えることが知られており、図 5.5 に液体ロケットの構造係数、図 5.6 に固体ロケットの構造係数の実例について示す。ま

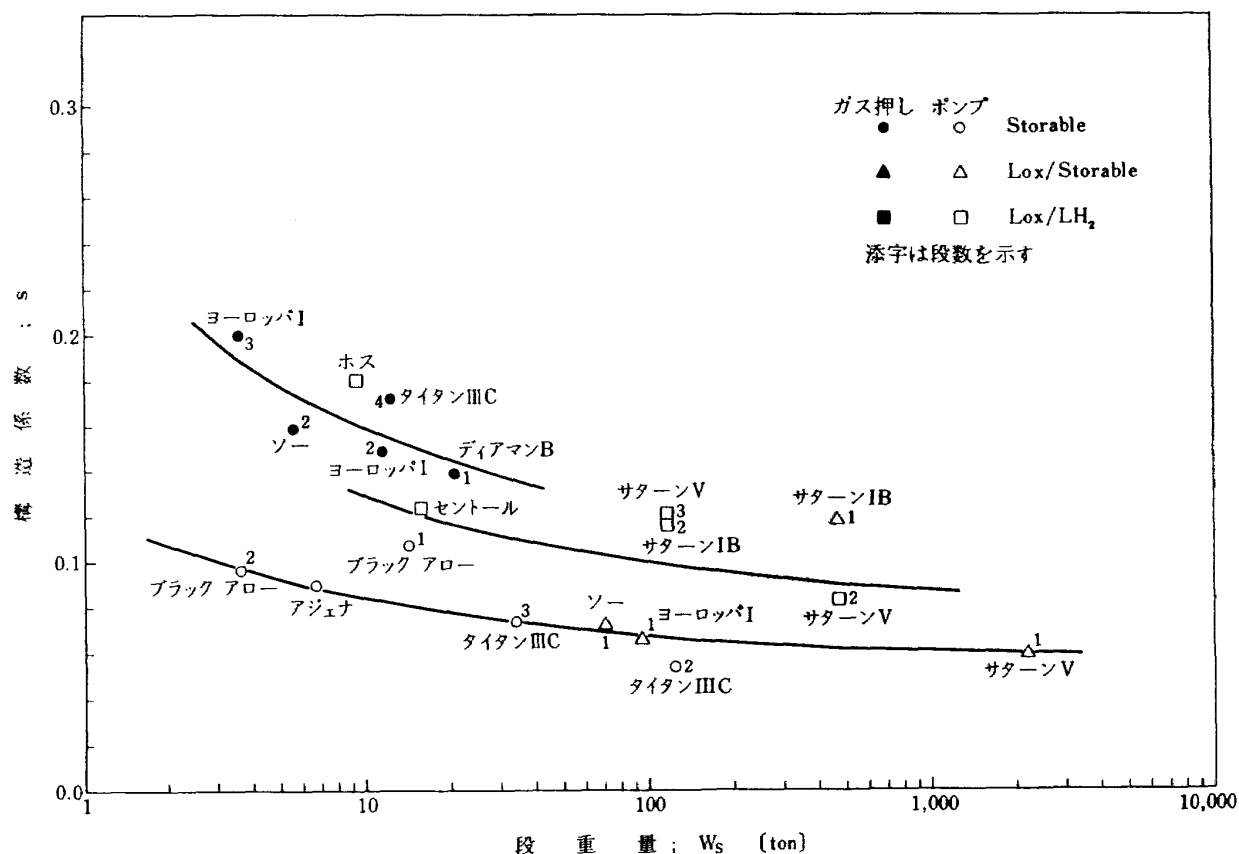


図 5.5 液体ロケットの構造係数

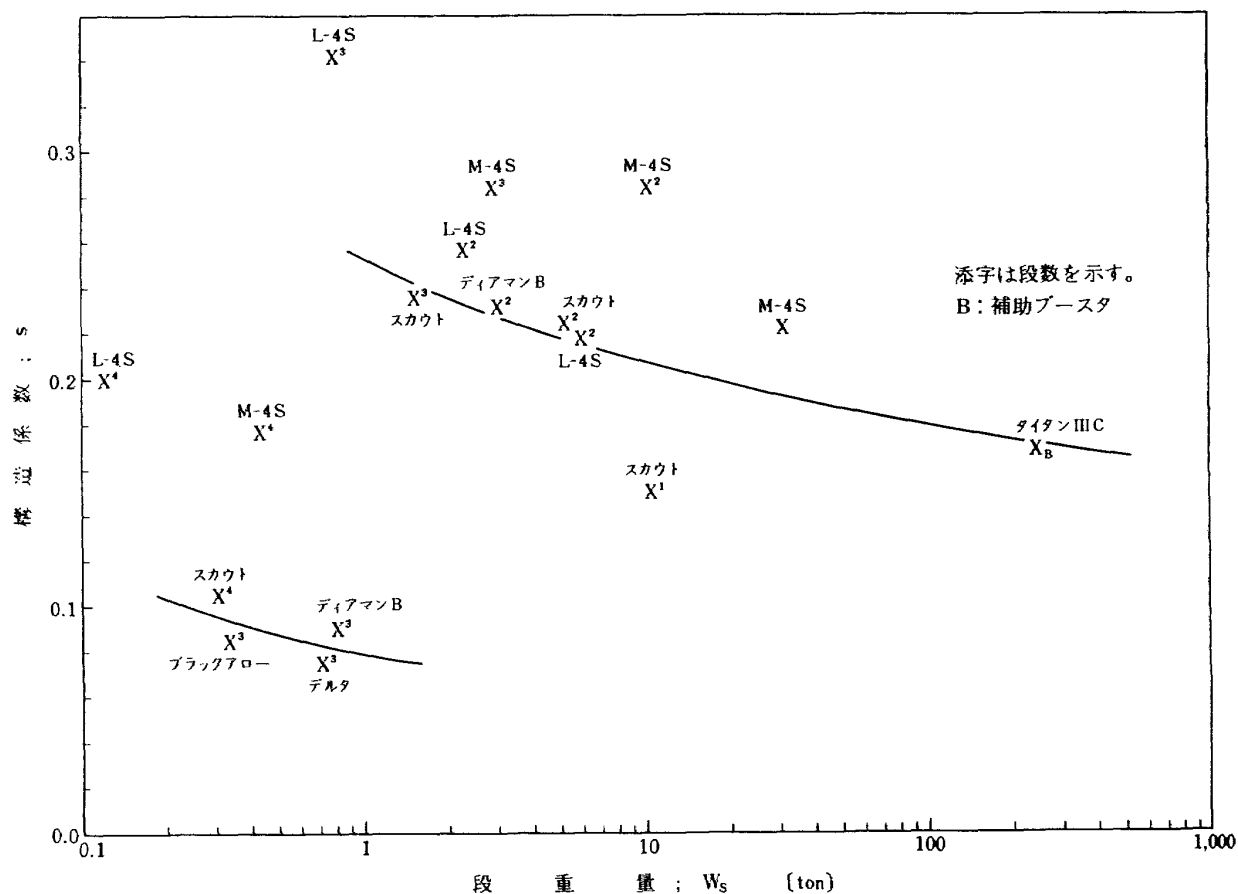


図 5.6 固体ロケットの構造係数

た、図 5.7 には現在するロケットについての GF の一例を示す。

以上、STEP 1 および STEP 2 によりロケットの諸元が一応決定されるので、これを基本仕様として次に STEP 3 として第 1 次打上げ性能の検討を行なう。

5.2.1.3 第 1 次打上げ性能 (STEP 3)

性能計算の方法としてはいろいろ考えられるが、ここではロケットの将来の発展性の検討も含めて、

(1) ロケットの各段の諸元を与えて、ペイロードを変えた時の速度についての検討。

(2) ロケットの諸元を与えて、速度を指定した時に、ある特定の段の重量を変化させた時のペイロードおよび Growth Factor についての検討。

(3) ロケットの諸元とミッション軌道パラメータを与えた時の速度、ペイロード、Growth Factor 等の検討。の 3 通りのプログラムを用いる。

第 1 次性能計算では、ミッション軌道に至るまでの途中の軌道については何も考慮していないが、特に(3)の方法においては打上げ手順 (coasting, injection 等)、発射方位角の設定、dogleg 等による軌道面変更、高度に

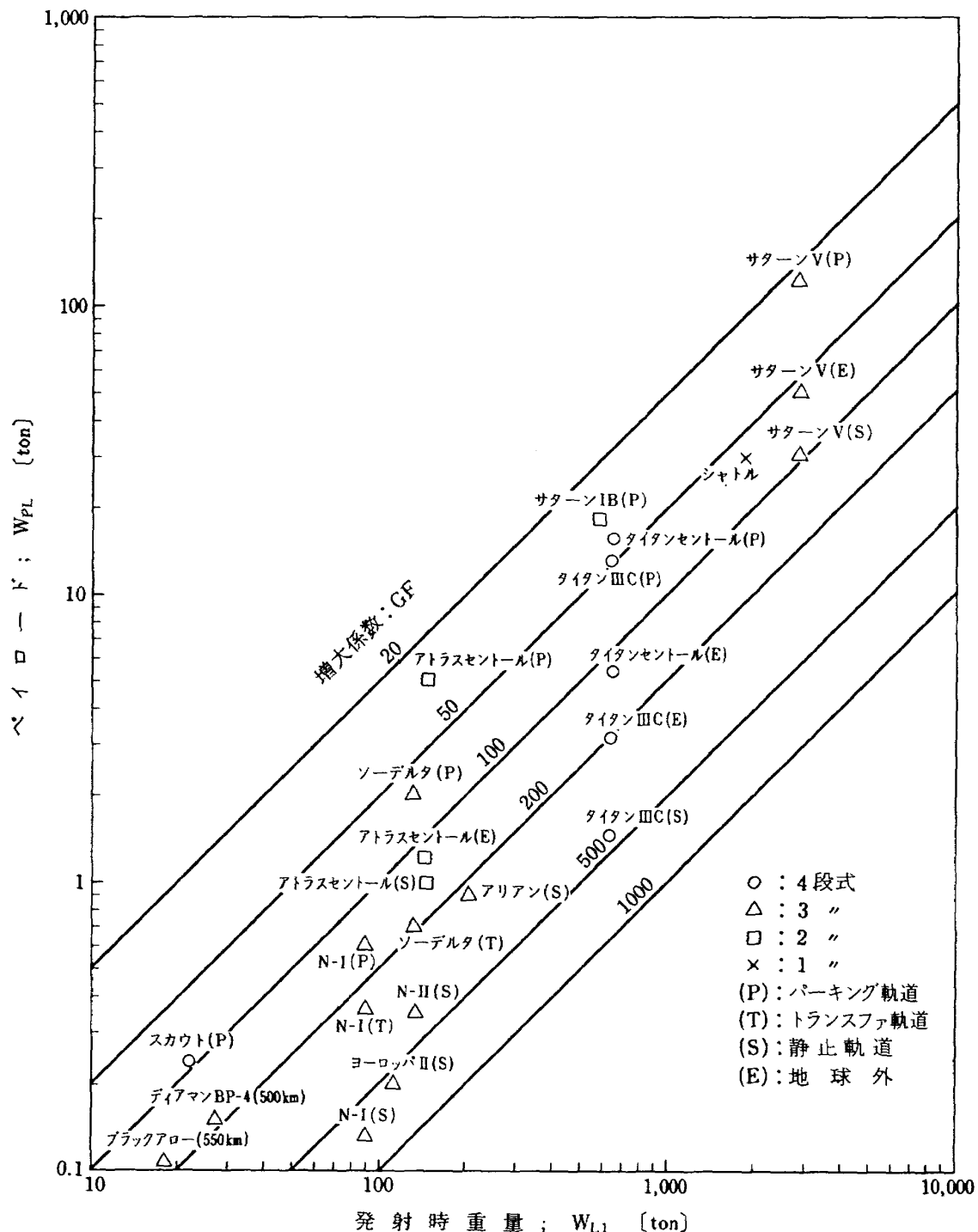


図 5.7 打上げロケットの増大係数の実例

よる推力と比推力の変化, 速度損失推定の高精度化, 等を考慮している。

従って, phase 1 では最終的に基本仕様の諸元が(3)の検討でミッションを達成するならば, phase 1 を終了と見なし, 開発は phase 2 へ移る。もし, ミッションが達成されない場合には, STEP 1 へ戻り必要速度の検討から再度検討する。

5.2.2 phase 2 (仕様決定)

概念設計が一応終了すると, 次は仕様決定段階で, ロケット・システムの個々のコンポーネント(サブ・システム)の仕様決定も含まれてくる。phase 2 では, ロケットの形状の決定(STEP 4), 途中の軌道を考慮したより高度な打上げ性能の検討(STEP 5)等を行なう。この段階では, phase 1 で決定された基本仕様がミッション達成のために多少変更されることがある。以下に phase 2 における各 STEP について述べる。

5.2.2.1 形状の決定(STEP 4)

ロケットの形状の決定については, 一般的には統計的手法がとられており, その方法について文献 5.1) および 5.3) に詳しく述べられている。それらによると, 各段の全備重量 W_{Si} に対して必要な容積は主として使用するプロペラントの比重から決定され, 形状(全長および最大直径)については, プロペラントの種類よりも上下段との関連により決定される。

形状が決まると風洞模型を製作し, 風洞試験により低速から超音速までの領域における空力特性を得ることができる。この空力特性データは, 以下に述べる各性能計算で用いるため, 十分な精度を持っていることが望ましい。

5.2.2.2 第2次打上げ性能(STEP 5)

この段階における性能計算において初めて打上げ軌道が導入される。ペイロードを所定の軌道に乗せるまでの飛しょう径路は, 途中の損得を考えなければ無限にある。しかも, その一つでも求めようとするとかかなりの手間を必要とする。一般的には, 二点境界値問題として最適化を計り飛しょう径路を決定する。

最適軌道の決定方法についてはいろいろあるが, ここでは, まずブースタ・ステージについては空気力による制約を考慮して, 垂直打上げ後ある時間を経過してロケットの機軸を所定方向へ向ける。これをキックターンと言い, この時飛しょう径路角だけでなくロケットの姿勢角も同じように瞬間的に変化するものとして, その後の姿勢角は常に径路角と一致するものとする。即ち, キックターン後の飛しょう径路は, 重力ターンによって生成される。

第2段あるいは第3段のような上段に対しては, 空気力の制約を受けないために最適理論が適用でき, 燃料消費量が最小となるような飛しょう径路を決定する。この最適飛しょう径路の選定方法としては, キックターンの量, 即ちキック角と最終段の燃焼時間を未知数として, ブースタ・ステージ切離し点と衛星軌道投入点を二点とする境界値問題として取扱う。この二点境界値問題の解法についての具体的な説明は紙面の都合上省略し, 基本的な数式のみ列挙しておく。

運動方程式としては, 図 5.8 を参照して,

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \delta}{m} - GM \frac{\sin r}{r^2} \\ \dot{r} &= \frac{T \sin \delta}{mV} - GM \frac{\cos r}{Vr^2} + \frac{V \cos r}{r} \\ \dot{r} &= V \sin r \end{aligned} \right\} \quad (5.17)$$

となる。ここで δ は操舵角と呼ばれ,

$$\delta = \theta - r \quad (5.18)$$

で表わされる。

また, 目標とする最終条件は, Lagrange の multiplier λ と組合わせて Euler-Lagrange の方程式より,

$$\left. \begin{aligned} \dot{\lambda}_V &= -\frac{\lambda_r}{r} \left(1 - \frac{GM}{V^2 r}\right) \cos r + \lambda_r \frac{T \sin \delta}{mV^2} - \lambda_r \sin r \\ \dot{\lambda}_r &= \left(\lambda_V \frac{GM}{r^2} - \lambda_r V\right) \cos r + \frac{\lambda_r}{r} \left(V - \frac{GM}{Vr}\right) \sin r \\ \dot{\lambda}_r &= -\frac{2GM\lambda_V \sin r}{r^3} - \frac{\lambda_r}{GM} \left(\frac{2GM}{Vr} - V\right) \cos r \end{aligned} \right\} \quad (5.19)$$

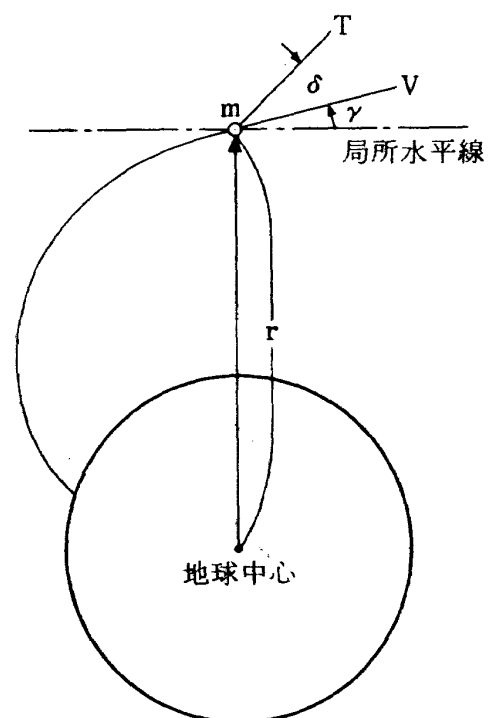


図 5.8 飛しょう径路図

となる。

従って、式(5.17)および(5.19)を連立して解くことによって境界値を満足する解を求める。二点の境界値のうち下端のブースタ・ステージ切離し点は、キック角のみの関数で高度、速度、径路角および姿勢角が決まるが、上段の最適軌道に合致させるためには、キック角を幾種類も変えて計算しなければならない。この時の軌道はロケットの運動を質点とみなし、質点の運動方程式をルンゲ・クッタ法を用いて数値積分によって求める。一方、上端は軌道投入点であるので、ここを出発点として時間を負の方向に戻して同じくルンゲ・クッタ法を用い、式(5.17)および(5.19)の方程式を数値積分することにより最適な軌道を求める。この時、最終段の燃焼時間、操舵角、および λ_f が未知数となっているので、これらの数値を適当に仮定して計算を行なう。

このようにして最適軌道が決定し、この軌道にそってロケットを飛ばさせると必要なプロペラント量がわかる。従って、この量を基本仕様と比較することによってペイロードの増減分が求まり、その結果打上げ性能が検討できる。なお、この時点では、各エンジンの推力特性や機体の重量特性等の詳細なパターンがわかっていないことが多いので、推力および比推力は一定として扱う。ただし、大気の影響を受ける段の推力に対しては圧力補正を行なう。

このSTEPでは更に、発射時の全重量、各段の推力、比推力および構造係数を固定し、各段の燃焼時間を変えて最適計算を行ない、同じようにしてそれぞれに対するペイロードを求める。そしてこのペイロードが最大となる燃焼時間を見つけ、その時のプロペラント重量より軌道を考慮した各段の重量配分が再検討できる。

従って、このphase 2では、最適軌道決定のためのプログラムとペイロードが最大となる重量配分を検討するプログラムを用いて打上げ性能を調べる。そしてこの結果が満足できるものであれば、仕様が決定されたものとして次のphase 3へ移る。もし、満足のいく結果が出ない場合には、phase 2の最初あるいはphase 1にまで戻って検討する必要がある。

phase 2における仕様決定に際しては、各コンポーネントについても細部まで検討が進められているので、これらの情報もphase 3へ流れる。

5.2.3 phase 3 (詳細検討)

phase 2までにおいて決定された各コンポーネントの仕様により、機体の重量特性、推力特性、空力特性等のデータが揃うので、これらのデータを用いてphase 3ではロケットの運動を三次元3自由度の質点として、開ル

ープで誘導するプログラムを用いて打上げ性能(STEP 6)を検討する。軌道については、先に求めた最適軌道をもとにして基準軌道の詳細化を行ない、それを実現するためのイベント・シーケンス、あるいは姿勢プログラムの設定を行なう。ここでは、時々刻々のロケットの速度、位置、姿勢等の結果を解析することにより、ロケットの飛しょう状態がミッション要求に合っているかを調査する。また、各段の燃えがらの軌道についても解析し、切り離し時の状態や飛行安全の面からの検討も行なう。このphaseでミッションが満足されない場合は、各サブシステムについて再検討を行なってみる。そして、それでもだめな場合には順次前のphaseに戻り検討する。

phase 3が終了すると、いよいよ最終段階で、開発したロケットを総合的に評価検討する。この際軌道についても同様なことが行なわれる。

5.2.4 phase 4 (総合評価)

これまでの打上げ性能では、ロケットの運動を質点としていたが、このphase 4では総合的評価という立場から実系を考慮して、ロケットの運動を三次元6自由度の剛体として取扱ったプログラムを用いて、打上げ性能(STEP 7)の検討を行なう。従って、ここでは制御システムおよび閉ループの誘導システムも組込まれている。制御系を考慮して打上げ性能を検討すると、エンジンの制御力の不足からミッションを満足できないことがある。また、閉ループの誘導システムを含んでいると、各種の誤差源に対しても検討できる。

このようにロケットを剛体としてフライト・シミュレーションを行なうと、質点ではできなかった各種の解析を行なうことが可能であり、ロケットを総合的に評価できる。

phase 4を一応満足すれば、ロケットのシステム・デザインは終了したものと見なせる。もし、この段階でうまくいかない場合には、制御系あるいは誘導系の検討を行なう必要があろう。そしてまだ不十分な時は、一つずつ前のphaseへ戻り検討を行なう。

以上が打上げ性能の面から見たロケットのシステム・デザインの手順である。システム・デザインに用いられるプログラムを付録Aに記す。

5.3 計算の一例

ロケットの開発の例については、文献5.1)にSS-3型ロケットについて述べられている。従ってこの項では、現在日本において実用衛星打上げ用として用いられているNロケットについて、プログラム"ST-10"(付録A参照)によって計算した打上げ性能の例を示す。

Nロケットの打上げ能力は、高度1,000 kmの円軌道に約600 kgのペイロード、静止衛星軌道に約130 kgのペイロードを乗せることができるとされている。これまでに人工衛星打上げに使用されたNロケットは4機で、このうち3機が1,000 km円軌道、1機が静止衛星軌道ミッションである。

(1) 計算のための準備

今回計算に用いたNロケットは3号機(N^{#3})で、技術試験衛星Ⅱ型(ETS-Ⅱ)を静止軌道に乗せるミッションである。

計算はトランスファ軌道におけるペイロードを求めた。ノミナル軌道計算結果によるETS-Ⅱの重量は254.0 kg(含む、アポジモータ)、3段燃焼終了時の重量は359.3 kgである。

N^{#3}の諸元設定についてはいろいろなデータがあるが、^{5.5)}今回は“RMAP”(付録A参照)によるオープン・ノミナルの軌道を計算したデータを参考にした。その諸元を表5.2に示す。また、トランスファ軌道要素としては、表5.3のデータを参考にして、表5.4のようにした。

(2) 計算結果

以上の設定で計算を行なった結果、トランスファ軌道におけるペイロード(W_{PL})は、W_{PL}=283.0 kgであった。これは計画値と比べて+29.0 kgであるので、この差について考察してみる。“RMAP”ではロケットの運動を剛体として取扱っており、ロケットの姿勢を制御しながら飛ばしている。そのため“RMAP”の計算結果によるプロペラント重量には、誘導制御に要した分も含まれている。一方、“ST-10”は搭載したプロペラントを全て使用して瞬時に速度を得ている。従っ

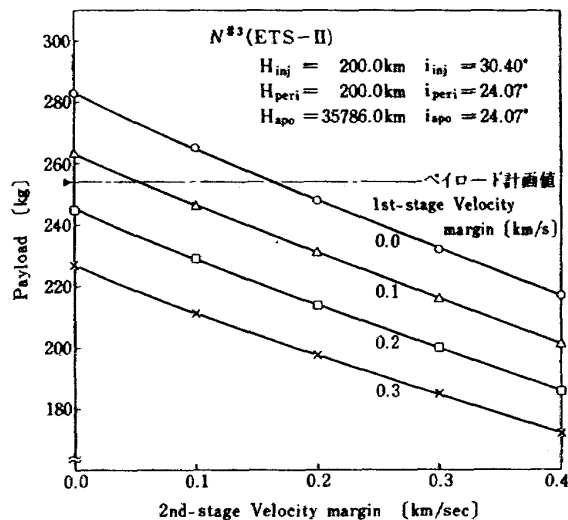


図 5.9 ETS-Ⅱ ミッションにおける速度マージンに対するペイロード変化

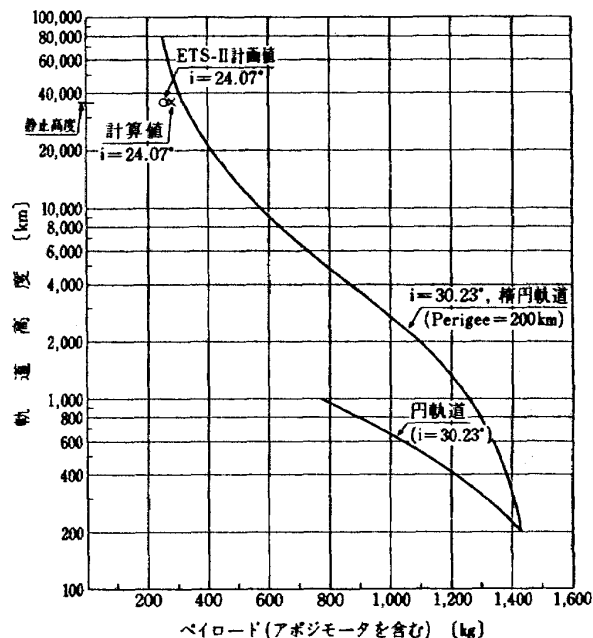


図 5.10 N^{#3} 打上げ能力 (速度マージン = 0.0)

表 5.2 N^{#3} 諸元

(データはRMAP入出力データおよびNロケット資料^{5.5)}による)

	W _s (ton)	W _p (ton)	THR(ton)	DUR(sec)	I _{sp} (sec)
SOB	13.4049	11.2427	70.97 ^{*1}	39.017	239.0 ^{*1}
1 段	70.4681 ^{*3}	65.9527	78.08 ^{*1,*4}	223.786	249.0 ^{*1} / 285.0 ^{*2}
2 段	5.7359	4.5897	5.44 ^{*2}	245.049	288.9 ^{*2}
3 段	0.6689	0.5636	3.95 ^{*2}	40.9	286.7 ^{*2}

注) *1 海面上

*2 真空中

*3 フェアリング重量を含む

*4 バーナリア推力を含む

1 段, 2 段共, 残留推力は考慮せず

表 5.3 ETS-Ⅱ トランスファ軌道

(宇宙開発事業団資料による)

データの種類 項 目		N A S A 軌道要素	〔参考〕 N A S A 軌道要素	ノミナル 軌道要素
軌 道 要 素	基準時刻(協定世界時, UTC)	2月23日 09時13分 49.7秒	同 左	2月23日 09時13分 53.2秒
	軌道長半径 a (km)	24,355.4	24,355.3	24,690.0
	離心率 e	0.73009	0.73007	0.73395
	軌道傾斜角 i (度)	23.912	23.913	24.065
	昇交点赤経 Ω (度)	323.8	323.8	323.6
	近地点引数 ω (度)	175.9	175.9	176.9
	平均近点離角 M (度)	359.7	359.7	359.7
	遠地点高度 h_a (km)	35,758.9	35,758.3	36,434
	近地点高度 h_p (km)	195.7	196.1	190.0
	軌道周期 P (分)	630.6	630.6	643.5
姿 勢 デ ー タ	スピン軸赤経 α (度)	—	—	234.2
	スピン軸赤緯 θ (度)	—	—	— 4.9
	スピンの率 $S.R$ (rpm)	89.1	90.9	100±15
記 事		<ul style="list-style-type: none"> ・ノミナル軌道要素は、2月23日17時50分打上げの場合の第3段燃焼終了時(発射後1,432.2秒)における計算値を示す。 ・N A S A軌道要素〔参考〕は、発射後約10時間における決定値でこの値は、「きく2号」の追跡管制実施用データとしては使用しなかった。 		

表 5.4 計算に用いた軌道要素

	高 度	軌道面傾斜角
injection	200.0 km	30.40 deg
perigee	200.0 km	24.07 deg
apogee	35786.0 km	24.07 deg
射点緯度(地心)	30.23 deg	
発射方位角	92.5 deg	

て、誘導制御のための余裕プロペラント分を速度マージンとして各段の速度増分から差引いてやれば良い。ただし、プロペラントの余裕分はわからないので、速度マージンとしては数種類用意し、それぞれ1段、2段について考慮してみた。

速度マージンに対するペイロードの変化を図5.9に示

す。それによると、速度マージンによってペイロードにかなりの変動のあることがわかる。速度マージンを0とした時の打上げ能力を、図5.10に示す。

(3) 結 論

この種の性能計算では、飛しょう径路を考慮しないため、速度損失の設定の仕方によってペイロードにかなりの幅が出る。従って、この速度損失の推定には注意を要する。また、ロケットの諸元の設定においても、特に搭載するプロペラントの量(実際の場合には、未使用のプロペラント量が生じる。)によって、ペイロードが大きく変わってくるので、この事も考慮する必要がある。

5.4 今後の課題

現在のプログラムはそれぞれが独立しており、情報(データ)の流れが一本化していない。そのためには図5.1のフローチャートに沿った管理プログラムを作製し

て、システムとしてまとめる必要がある。

また、現在プログラム化されていない部分（例えば、形状の決定）も、データ・バンクのような形式で人手を煩わすことなく情報が流れるようにしたい。更に、結果の整理のために各 phase でのグラフ化も行なう必要がある。

5. の参考文献

- 5-1) 宇宙研究グループ：人工衛星打上げ用ロケットシステムについての検討，NAL-TM-249，
（1973年10月）
- 5-2) H. H. Koelle; Handbook of Astronautical Engineering, McGraw-Hill, (1961), p. 22
- 5-3) 日本航空宇宙学会：航空宇宙工学便覧，丸善，
（1974），p117-p134
- 5-4) 毛利浩：ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム，
NAL-TM-137，（1968年5月）
- 5-5) 宇宙開発事業団：Nロケット1号機による技術試験衛星 I 型の打上げ及び追跡管制について，
（50.7）

6. 大型ロケットの帰還軌道の検討

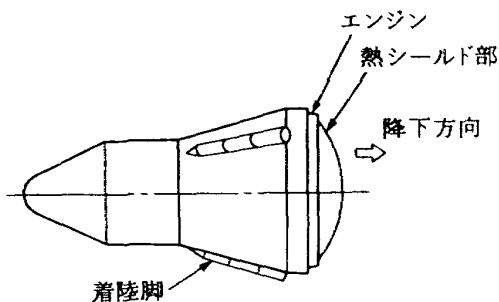
6.1 概要

この章においては大型ロケットが地球周回軌道から帰還する場合の軌道特性について述べる。現在はまだロケット等のシステム・スタディの段階であるので、この解析も揚力物体の帰還軌道がどのようなものか、概念的な特性を知る事を目的として行なわれたものである。帰還問題を本格的に論じるためには揚力物体の回収を目的とした誘導制御法や、機体パラメータの設定及び機体の空力特性等の研究が必要である。これ等の問題については、現在、回収技術研究連絡会で別途、検討が進められる事になっている。ここでは以下に述べる様な概略設定条件のもとに、ごく初期的な軌道解析を試みたものである。

(i) ロケットの機体パラメータ

昭和52年7月に宇宙開発委員会から出された宇宙開発に関する長期ビジョンには、将来の各種宇宙活動を支えるために必要となる大型ロケットの概念的な構想が示されている。これを参考にし、かつ帰還型である事を考慮して図6.1に示すように巾広く各種ロケットを想定した。

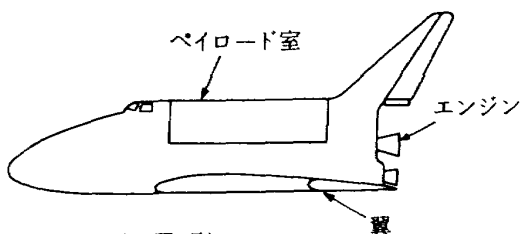
このロケットの帰還時の重量(W)として、30～100トン、大気に対する有効断面積(S)は簡単のため円形とし、



(1) カプセル型



(2) リフティング・ボディー型



(3) 有翼型

図6.1 想定した大型ロケット

直径(d)として5～20m ϕ 程度のものを想定した。この場合、バリスティック・パラメータ、($B_p = C_D \cdot S / W$)は $d = 20\text{m}\phi$, $W = 30$ トンクラスで約 $21 \times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$, $d = 10\text{m}\phi$, $W = 100$ トンクラスで約 $1.6 \times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$, $d = 5\text{m}\phi$, 50トンクラスで約 $0.78 \times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$ 位となる。ただし、抗力係数 C_D は簡単のため2.0とおいた。以上の組合せ結果等から、ここでは B_p として(0.5, 1.5, 5, 15, 50) $\times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$ の5ケースを設定した。一般的な衛星の B_p は $10 \times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$ 付近の値をとるものが多いが帰還型ロケットはこれよりやや大きめの値になると予想される。

次に揚抗比(L/D)について考えてみると、これもロケット船の形状、流れ場又は姿勢制御法等によって巾広い範囲の値となる。

この解析では $L/D = 0, 0.5, 1.0, 2.0$ の4ケースを選び、簡単のためこの値は飛行中一定と設定した。

$L/D = 0$ は球状体の弾道軌道になるが、揚力物体との比較の意味で求めたものである。

(ii) 軌道計算に用いたその他のパラメータ

ロケットの周回軌道離脱時の軌道パラメータとしては軌道傾斜角 30° 、軌道初期点は北緯 30° 、東経 120° 、高度130kmの円軌道とし、初期速度は接触軌道要素から求めたほか、初期点で50m/sの減速度を局地水平方向に与え軌道離脱をおこなわせた。一般的な回収軌道は高度120km以下とする事が多いが、揚力の影響を見るためにここではやや高めにした。また、ロケットの減速エンジンの性能等から考えて50m/sの減速は充分可能であると思われる。局地水平方向という減速方向の設定も典型例としてとりあげたものである。大気モデル^{6,1)}は高度120km以上はJacchia 1970モデルの外圏温度1200°Kのエンジニアリング・モデル、120km以下は米国のU.S.標準大気(1966年モデル)を使用し、これ等大気は地球と共に自転していると仮定したほか、重力ひずみ項としては J_2 項までを考慮している。

6.2 軌道特性

6.1で述べた各パラメータ設定値のもとに軌道計算を行なって得られた結果について以下に説明する。

図6.2は軌道高度が B_p 及び L/D によってどのように変化するかを示したものである。 B_p としては一般的な衛星の値付近である $15.0 \times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$ と、比較のため $0.5 \times 10^{-3} \text{m}^2/\text{kg}$ の2例を $L/D = 0, 1, 2$ のそれぞれのケースについて描いたものである。これより、 $L/D = 0$ の場合には高度減衰は単調であり、 B_p の大きい場合は高度10km付近までは高度減衰が大きい、その勾

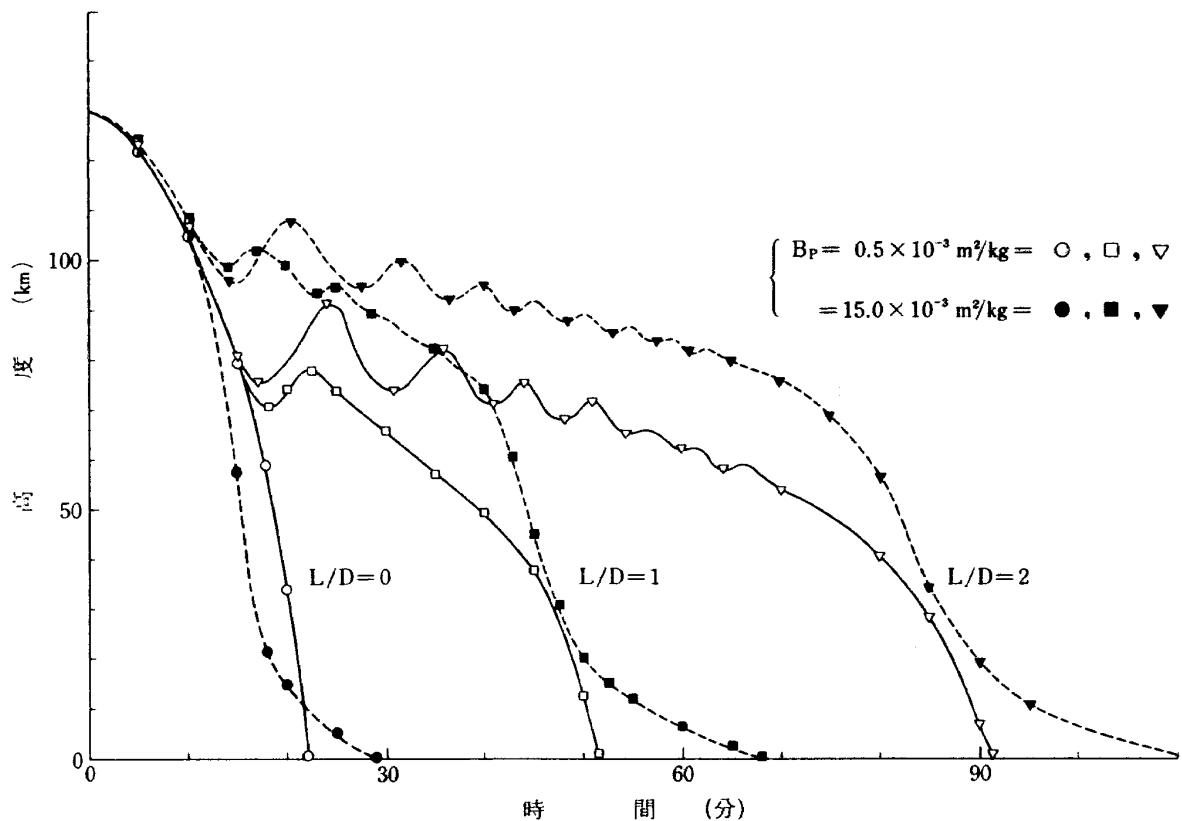


図 6.2 高度の変化

配は高度 20 km 付近からゆるやかになっていく。しかし、弾道軌道の場合はいずれにしろその落下までの時間は 30 分前後であり、揚力物体に比べてかなり短い。これに対し、揚力物体の場合は大気によるクッション効果を受け複雑な上昇下降を繰返しながら落下していく。当然予想される事であるが、この効果は L/D が大きくなるほど強く現われる。又、この効果の現われる領域は B_p によって多少変わるが、ほぼ高度 100 ~ 70 km の範囲であり、それ以下の高度では $L/D = 0$ の場合と同様の傾向を持つが、 $L/D = 0$ の時の様な両曲線の交差現象は見られず、 L/D が増加するに従って両曲線の間隔は開いていく傾向を示している。落下までの時間は $L/D = 1$ の場合は 60 分前後であるが $L/D = 2$ の場合はやや伸びて 100 分前後となる。

この高度減衰に対応する降下速度 (\dot{R}) の時間に対する変化を B_p が $15 \times 10^{-3} \text{ m}^2/\text{kg}$ の場合について示すと図 6.3 の様になる。降下速度がプラスの場合は上昇を意味する。 L/D の値に拘らず、すべてのケースについて \dot{R} は 1 つの大きなピークを持ち、かつそれは L/D の値が大きくなるのに反比例して小さくなっていく傾向が見られる。そして、 L/D が大きくなるに従って \dot{R} は振動的になり $L/D = 2$ の場合には 80 分付近までこの振動現象が持続される。このほか $L/D = 0$ の場合には \dot{R} は単調

に変化するだけであるが、揚力がある場合には前にも述べた様に上昇現象が発生する事がこの図からもよくわかる。この \dot{R} プラスのピーク値は L/D の値が小さくなるのに反比例して大きくなっていく傾向がみられる。図中、曲線の終端点での 2 重サイン、即ち、 \odot , \triangle 等は地表面

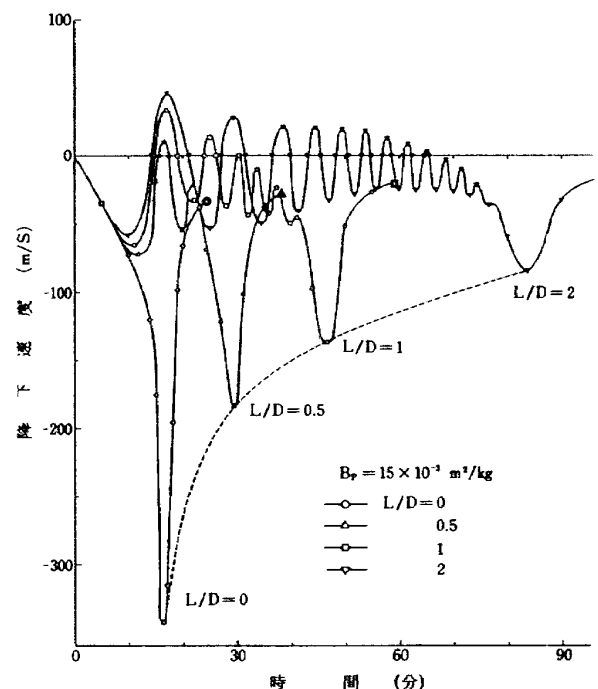


図 6.3 降下速度の変化

付近での最終降下速度を示している。この最終降下速度はロケット船が着地する時の衝撃の大きさを推定する一つの目安になる。これが B_p 及び L/D によってどの程度変化するかを示したのが図 6.4 である。データをそろえるために高度 1 km 地点を選んだが、この高度から地表表面までの降下速度の変化はかなり小さく、この値を最終降下速度と考えても、それ程大きな誤りはないと思われるので、ここではそう呼ぶことにする。当然予想される事であるが、 B_p が小さいものほど最終降下速度は大きい。特に $L/D = 0, 0.5, 1$ の場合にははなはだ大きな値となるので、かなり強力な減速装置が必要であろう。 B_p が大きくなるとこの最終降下速度はかなり小さくなる。 $B_p = 15 \times 10^{-3} \text{ m}^2/\text{kg}$ を例にとってみるとほぼ $30 \text{ m/s} \sim 10 \text{ m/s}$ の範囲にあるが、 30 m/s といえは約 45 m の高度から自由落下した場合に相当し、やはりかなりの衝撃となるため適当な減速法が必要である事がわかる。又、 L/D の値が大きくなるほど B_p の値による最終降下速度の分布範囲は狭くなるが、時間的には広がっていく傾向を持つ。図 6.5 は $B_p = 15 \times 10^{-3} \text{ m}^2/\text{kg}$ を例にとって、慣性速度の減少の様子を示したものである。やはり L/D が小さいほど短時間で急激な減速作用を受ける事がわかる。又、 L/D の値によらず、速度約 700 m/s 付近から速度減少の勾配は急に緩かになって最終速度に近ずいていく様子がわかる。

図 6.6、図 6.7 は降下中の動圧のうちの最大動圧を、それを生ずる時刻および高度の変数として示したものである。図 6.6 より各 L/D について B_p を変えても時間に対する勾配はほぼ一定の傾向が見られ、かつその分布範

囲は L/D のそれぞれについてほぼ 10 分以内におさまっていることがわかる。又、最大動圧が出現する時刻は L/D が $0 \sim 1$ までは比較的接近しているが、 L/D が 2 の場合にはかなり遅れて出現している。一方図 6.7 についてみると、最大動圧の出現する高度はすべて約 $30 \sim 70 \text{ km}$ の範囲に集中しており、この高度範囲の拡がりについては L/D の影響よりはむしろ B_p の影響の方が大きいことがわかる。ただ、 $L/D = 0, 0.5$ のケースに対し、

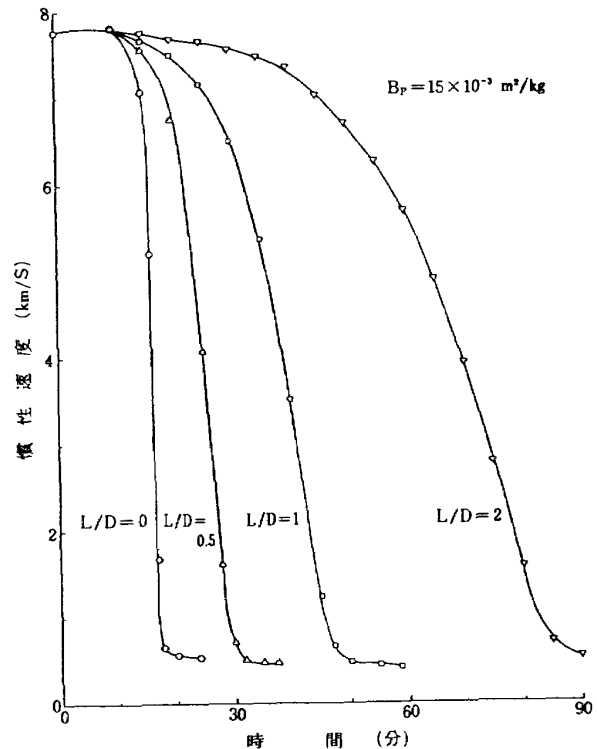


図 6.5 慣性速度の変化

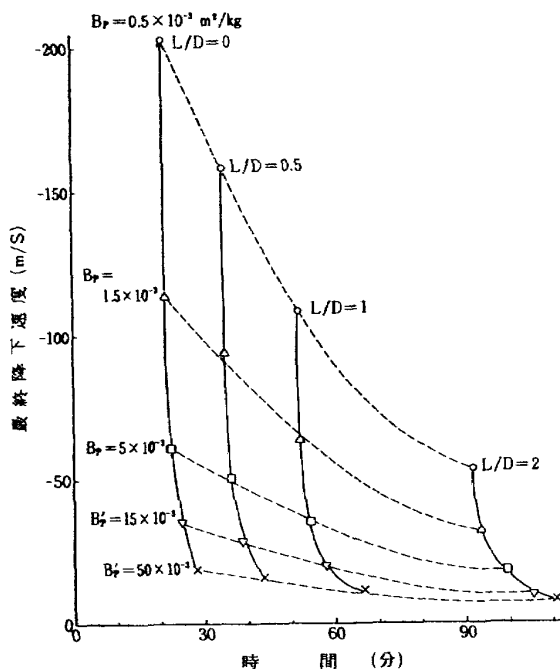


図 6.4 高度 1 km 地点での降下速度

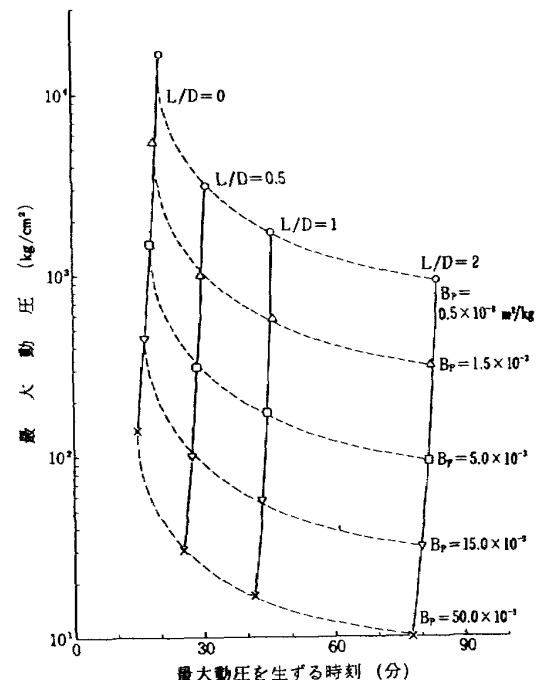


図 6.6 最大動圧の変化

$L/D = 1, 2$ のケースは B_p の値による傾向がやや異なってくる様子がみられる。又、最大動圧は $L/D = 0$ のケースに対し、 $L/D = 1$ の場合、ほぼ一桁オーダーが低くなっているが $L/D = 1$ に対し $L/D = 2$ の場合にはほぼ半分程度にしか下っていない。

次にロケットが大気によって受ける加熱の状態を示すパラメータ、即ち、よどみ点におけるヒートレートについて、その最大値 (\dot{q}_{max}) の出現する時刻及び高度に対して示したのが図 6.8 及び図 6.9 である。最大ヒート

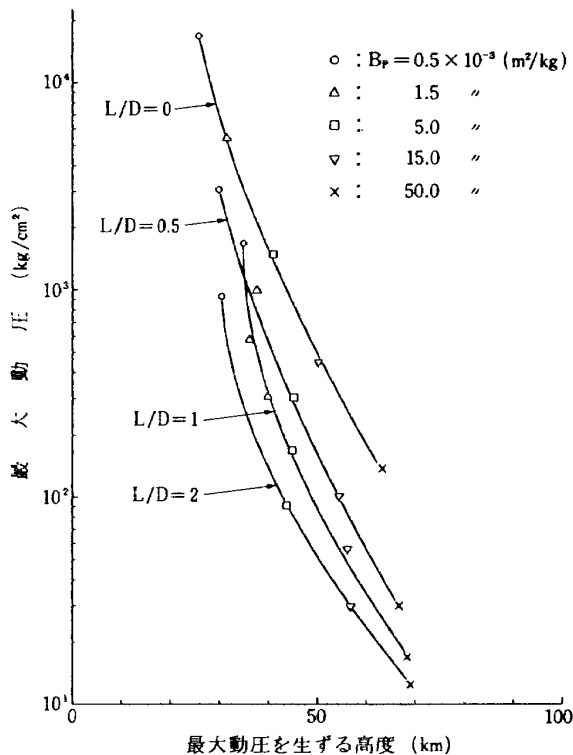


図 6.7 最大動圧と高度の関係

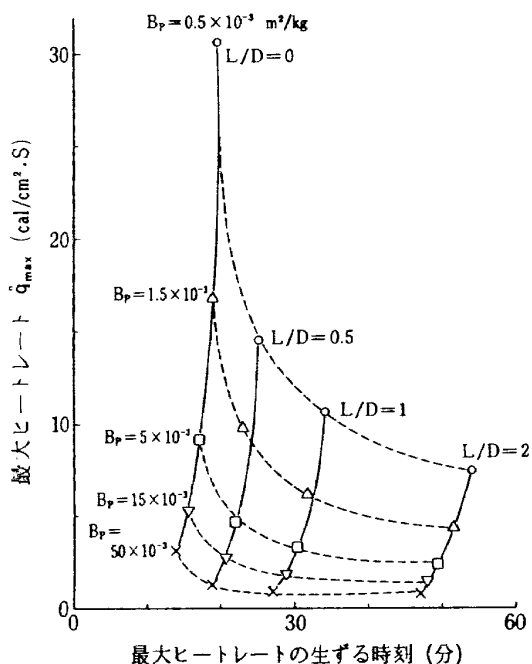


図 6.8 よどみ点における最大ヒートレート

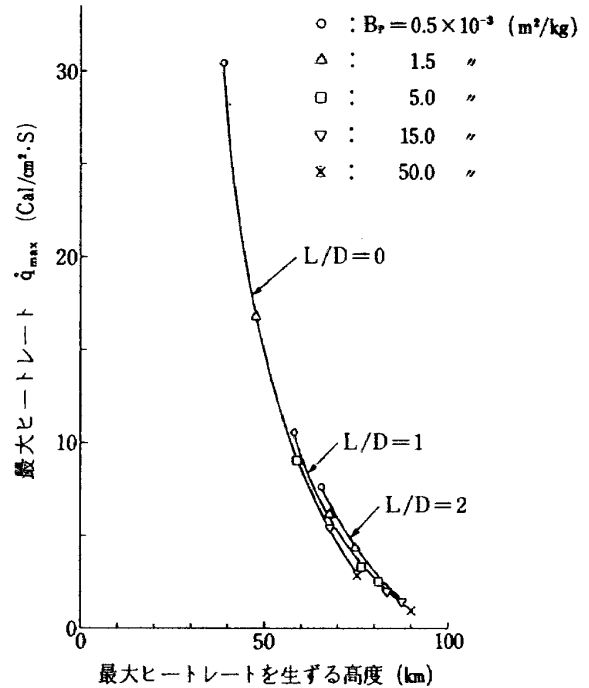


図 6.9 よどみ点における最大ヒートレートと高度の関係

レートの生ずる時刻に対する L/D を変えた場合の傾向としては $L/D = 0$ の時には最大動圧の出現時刻とほぼ一致するが、それ以外は L/D が大きくなるに従って、最大動圧出現時刻に対し \dot{q}_{max} の出現時刻が早まってくる。又、最大ヒートレートを生ずる高度に対しては L/D の値が小さくなるに従ってその出現高度は低高度の方へ移行し、かつ、 B_p の値に対する変化の中も大きくなっていく傾向がみられる。又、高度に対しては $L/D = 0$ のケースで B_p の小さな場合を除けば、 \dot{q}_{max} の出現高度はほぼ 60～90 km の比較的狭い範囲であることがわかる。又、図 6.8 からわかる様に B_p の値が小さい場合には L/D の値によって \dot{q}_{max} の値は大きく変化するが、 B_p の値が大きくなるに従って、 L/D の値の影響は小さくなっていく。例えば $B_p = 15 \times 10^{-3} \text{ m}^2/\text{kg}$ の場合について言えば約 2～5 cal/cm²s の範囲の変化しかなく L/D が 1 以上の場合については、熱防御システムにはほとんど差は無いのではないと思われる。

以上、このシステム・スタディの一環として、簡単な設定のもとに大型ロケットが周回軌道から降下してくる場合の軌道に関する特性について調べてみたが、これはほんの一例にすぎず、6.1 でも述べた様にいろいろな分野の研究成果を取入れながら、システムティックに検討が進められる必要がある。

6. の参考文献

- 6.1) 大坪孔治, 五代富文, 長州秀夫: 超低高度人工衛星 DAS の軌道に関する初期解析, 航技研報告 TR-507, 1977.

7. 単段シャトルの調査

7.1 概 要

将来の地上と軌道間の輸送機関に要求される概念は、低い輸送コストと大量輸送能力であるが、これらを満足すべき乗物として現在種々のスペース・シャトルが検討されている。そして既に米国においては1979年の打上げを目指して、第一世代のスペース・シャトルの開発が着々と進められている。一方我国においては、宇宙開発政策大綱の中でH-Ⅱロケットの必要性が述べられているが、このH-Ⅱロケットの長期的開発目標は有人再使用可能なロケットとされており、これはスペース・シャトルの概念をも含むものと考えられよう。

現在米国で開発が進められているシャトルは、1972年に開発計画が承認されたもので、図7.1に示すように再使用型の固体ロケット・ブースタとオービタおよび使い捨て型の外部タンクから構成される2¹/₂段式とでもいうべきものである。従ってこのシャトルは完全再使用型ではないのであるが、当時の見積りではシャトル形態による開発費と飛行経費は図7.2に示される関係にあり、結局開発費を下げる事に重点が置かれたといえよう。^{7.1)} シャトルのコストはこのように開発費と飛行経費の二面性を持つが、この開発を通してSSME(Space Shuttle Main Engine)のような高燃焼圧高比推力の二段燃焼方式LOX/LH₂エンジン開発が進められた事は、今後のシャトル開発コストに関して大きな意義があるものと思われる。

さて今後のシャトル形態として検討されているものを分類してみると次のようになる。

- (1) エンジン
 - ロケット・エンジンのみを使用
 - 空気吸込式エンジンの併用
- (2) 機 体
 - 多段式再使用型
 - 単段式再使用型
- (3) 推 進
 - 混合モード推進(直列燃焼と並列燃焼)
 - 単一モード推進
- (4) 打 上 げ
 - 垂直発射
 - 水平発射(自力、滑走台、空中発射)
- (5) 着 陸
 - 垂直
 - 水平

この他にも分類の方法はあろうかと思われるが、もし必要があれば以後の本文中で触れる事にする。

まずエンジンについて取上げてみる事にする。空気吸込式エンジンを使用する場合を考えると、これはロケット・エンジンに比較して高い比推力を有するために、GLOW(Gross Lift Off Weight)を低く押えられる事や水平離陸が有利になる事による既存飛行場使用の可能性が利点としてあげられる。さらに飛行経路選択の自由度、工場から射場までの自己輸送能力やロケット・エンジンに比較して低レベルの離陸時騒音などの利点も有する。そしてシャトルの有効な推進機関として利用されるためには超音速あるいは極超音速飛行において作動する空気吸込式エンジンが必要になる。ところで極超音速飛行を行なうと、ロケット推進に比較した場合、空気吸

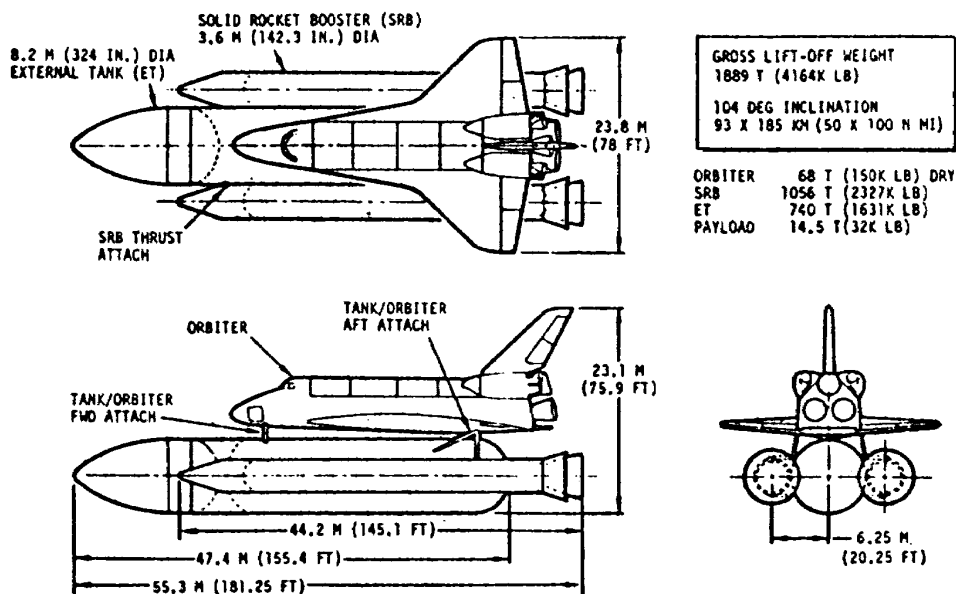
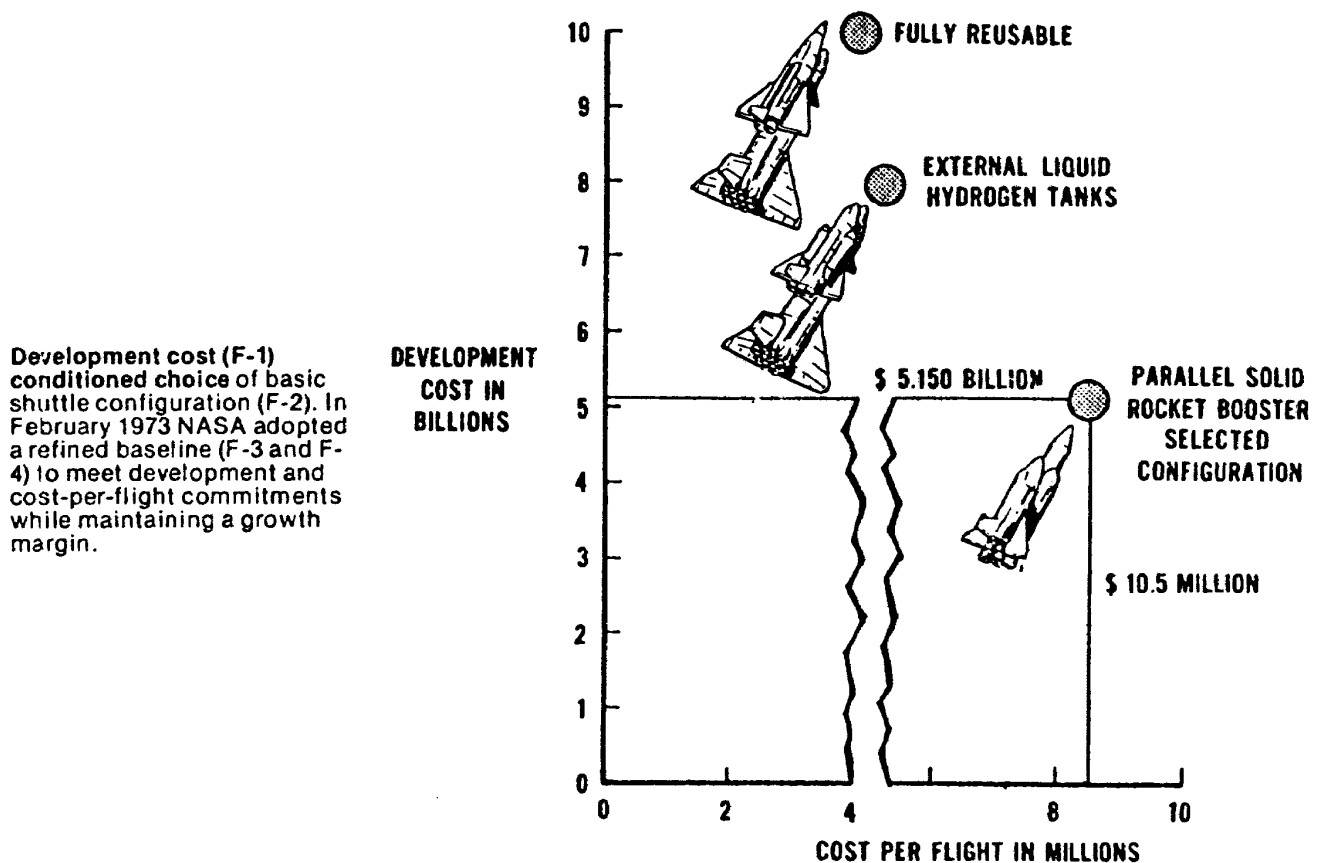


図7.1 現行シャトルの重量と寸法 7.1)

図 7.2 シャトル形態と開発コストの関係^{7.1)}

込式推進は次のような欠点を有する事になる。

(1) 空気吸込式シャトルの寸法は比較的大型なものになる。そしてその事は極超音速飛行に移行するまでの上昇や加速の間に発生するソニック・ブームの問題をより深刻なものにする。従って、空気吸込式シャトルの飛行経路は、結局この理由から制限を受けてしまう。

(2) 推力に対するエンジン重量の割合を考えると、現在の技術水準ではロケット・エンジンでは通常1%前後であるが、ターボジェット・エンジンでは数十%であるように、空気吸込式エンジンはロケット・エンジンに比較してかなり重くなる。これはせっかくの高比推力の利点を損うものである。

(3) 現在の所、極超音速空気吸込式輸送機に関してはエンジンおよび機体とも開発経験がない。そのためこの実現を目指すとなると、膨大な研究開発の投資を要すると見られるが、ロケット推進のみのシャトルは従来のロケット技術および現行シャトル技術の延長線上にあると考えられ、開発に伴うリスクは少ないといえる。

以上の事から、将来は空気吸込式シャトルの可能性があるが、当面はロケット・シャトルの方が確実な方向であるように見える。^{7.2)}

次に機体であるが、これについては今後は当然、再使用型の方向に進むものと思われる。ところで多段式か単

段式かという点に関しては、地上での保守整備性や回収の容易さなどの面から見ると単段式の方に利点があるが、結局は開発や一飛行当りのコストなどを総合的に考慮して比較がなされる事になろう。特に単段式の場合は、推進方式、エンジン性能や材料の進歩などとの関連が強く予測が困難な面があるが、一例として1974年をベースに Salkeld が試算した開発コストと飛行コストを表 7.1 ~ 7.2 に示す。この表では NASA のシャトル基本線であった二段式シャトルと現行シャトル、および混合モード推進を使った Salkeld 提案の単段式シャトルについて計算を行なっている。これによれば、単段シャトルのペイロードは NASA のシャトル基本線より大きいにも拘らず、開発コストは現行シャトル程度に、飛行コストは二段式シャトルよりも低くなっている。特に単段式シャトルのペイロード単位重量当りの打上げコストは、二段式シャトルの約半分、現行シャトルの約 1/4 という試算になっている。図 7.3 にはこれらのシャトル案の諸元の概略を示してあるが、同クラスのペイロード能力を保有するもの同志の比較を行なうと、GLOW にはあまり差が出てこないが、二段式シャトルの寸法は相当大型になる。

推進方式の中で混合モード推進とは、単段式シャトルの推進方式として Salkeld が提案したもので、一段の内モード 1 とモード 2 の二種のプロペラントを使用する

ものである。それぞれのプロペラントの密度、比推力および密度比推力がある関係を満足するなら、モード1とモード2を順番に直列燃焼をさせる、あるいはモード1とモード2を並列燃焼させ、後にモード2を単独で燃焼させるという方法によって、それぞれのモード単独で推進するよりもより高い速度分を得る事ができるというものである。^{7.3)~7.6)}

本章では単段シャトル (SSTO, Single-Stage to Orbit) を特に取り上げ、推進エンジンはロケット・エンジンのみとし、推進方法には単一モードと混合モード

を取り上げて検討を行なうものである。SSTOの概要や経緯についての調査は参考文献 7.7 に記述されている。そこで本章においては、より具体的な概念やコストの比較について調査を行なう事を目的とした。このために、調査の時点において単一モードおよび混合モードの SSTO が同一技術水準のもとで検討されていたマーチン・マリエッタ社の報告書^{7.7)7.8)}から大幅に引用する結果となった。

表 7.1 シャトルの開発コスト見積^{7.2)}

All costs in billions of 1974 dollars. All weights in thousands of pounds.

SUBSYSTEM	NASA BASELINE SHUTTLES				SINGLE-STAGE SHUTTLES									
	TWO-STAGE REUSABLE (1969-1971)		CURRENT (1972-)		SURFACE LAUNCH						AIR LAUNCH			
	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST	GROSS WT. =4.99×10 ⁶ LB		GROSS WT. =6.29×10 ⁶ LB		GROSS WT. =1.25×10 ⁶ LB		GROSS WT. =0.52×10 ⁶ LB		GROSS WT. =0.20×10 ⁶ LB	
	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST	DRY WT.	DT&E COST
ORBITER(LESS ENGINES)	207	3.55 ^a	130	2.60	304	4.58 ^a	328	4.82 ^a	95	2.11 ^a	50	1.38 ^a	19	0.94 ^a
EXTERNAL TANK	-	-	70	0.10	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
SOLID ROCKET MOTORS	-	-	320	0.50	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
BOOSTER(LESS ENGINES)	391	5.42 ^a	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
SSME	10.2	0.55 ^a	7.5	0.45	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
DUAL-FUEL ENGINE	-	-	-	-	9.8	0.54	9.8	0.54	6.0	0.39	3.2	0.26	3.2	0.26
LAUNCH AIRCRAFT MOD'S.	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0.25	-	0.10
OTHER(FACILITIES, SYST. INTEG. ETC.)	-	1.00	-	1.50	-	0.20	-	0.30	-	0.10	-	0.15	-	0.10
TOTAL DT&E COST		10.52		5.15		5.32		5.66		2.60		2.04		1.40

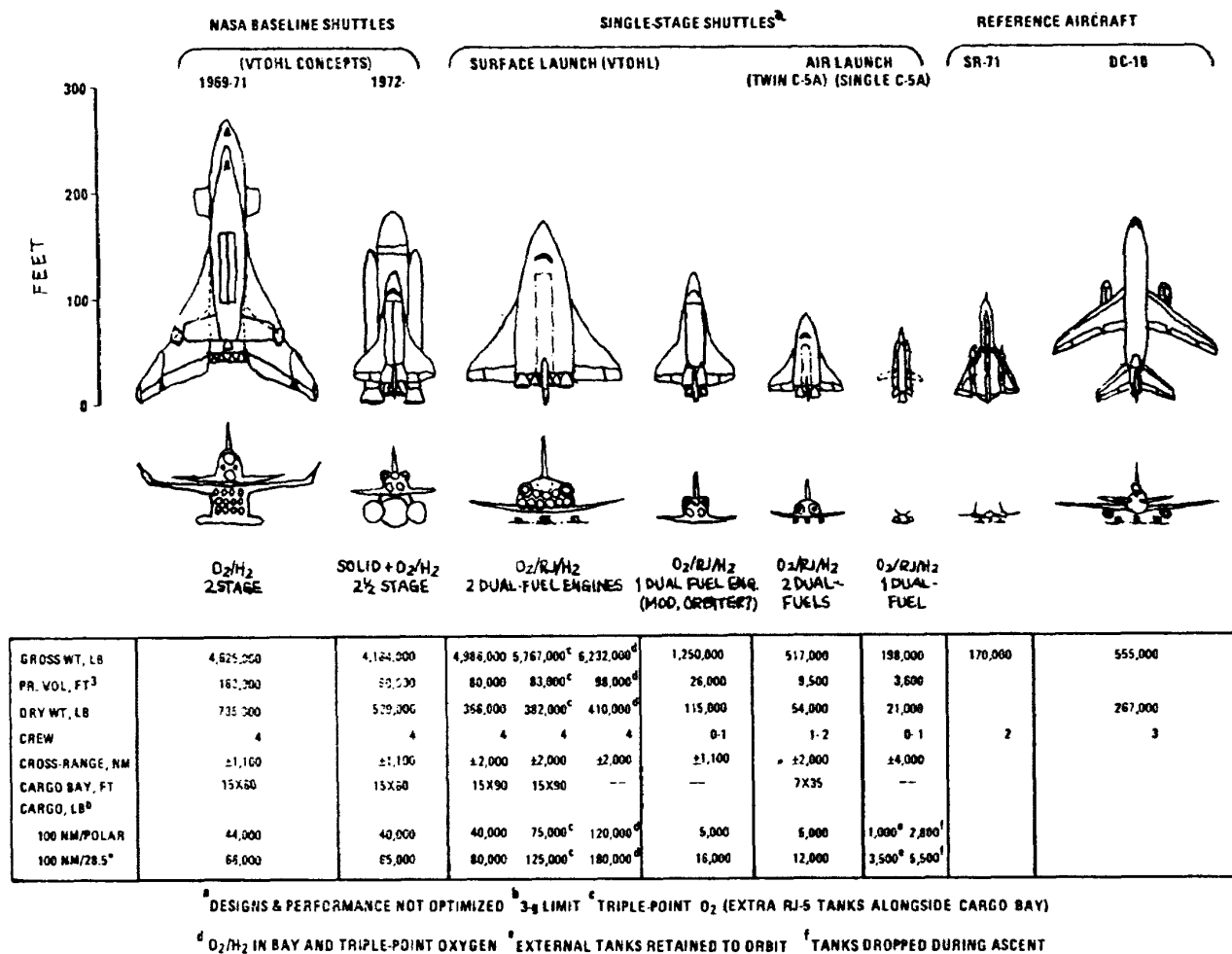
^a ASSUMES DT&E COST PROPORTIONAL TO TWO-THIRDS POWER OF DRY WEIGHT.

表 7.2 シャトルの運行コスト見積^{7.2)}

No DT&E amortization. Reusable hardware amortized over 200 flights. All entries in millions of 1974 dollars.

SUBSYSTEM	NASA BASELINE SHUTTLES		SINGLE-STAGE SHUTTLES				
	TWO-STAGE REUSABLE (1969-1971)	CURRENT (1972-)	SURFACE LAUNCH (VTOHL)			AIR LAUNCH	
			GROSS WT. =4.99×10 ⁶ LB	GROSS WT. =6.29×10 ⁶ LB	GROSS WT. =1.25×10 ⁶ LB	GROSS WT. =0.52×10 ⁶ LB	GROSS WT. =0.20×10 ⁶ LB
SOLID ROCKET BOOSTERS	-	4.33	-	-	-	-	-
EXTERNAL TANK	-	2.66	-	-	-	-	0.10
ORBITER SPARES	1.38	0.86	2.03	2.20	0.70	0.31	0.12
ORBITER ENGINE SPARES	0.18	0.23	0.73	0.80	0.15	0.09	0.03
REUSABLE BOOSTER SPARES	1.79	-	-	-	-	-	-
REUSABLE BOOSTER ENGINE SPARES	0.94	-	-	-	-	-	-
FUEL AND PROPELLANTS	0.54	0.23	0.64	0.81	0.13	0.06	0.03
LAUNCH AIRCRAFT COSTS	-	-	-	-	-	0.20	0.10
GROUND OPERATIONS	0.10	0.26	0.10	0.20	0.10	0.10	0.10
PROGRAM SUPPORT	0.80	1.76	0.30	0.60	0.15	0.20	0.20
TOTAL COST PER FLIGHT	5.73	10.33	3.80	4.61	1.23	0.96	0.68
CARGO, 10 ³ LB							
100 NM/POLAR	44	40	50	150	5	5	1.0 ^a 2.8 ^b
100 NM/28.5°	66	65	90	200	16	12	3.5 ^a 5.5 ^b
COST PER LB. IN ORBIT, \$/LB							
100 NM/POLAR	130	258	76	31	246	190	680 ^a 242 ^b
100 NM/28.5°	87	159	42	23	82	80	194 ^a 124 ^b

^a EXTERNAL TANKS RETAINED TO ORBIT. ^b TANKS DROPPED DURING ASCENT.

図 7.3 種々のロケット・シャトル概念とその能力の比較^{7,2)}

7.2 単一モード SSTO

マーチン・マリエッタ社の行った調査においては、米国の現行シャトルは 15 年後には何らかの機種に置き換えられるとの前提にたっている。この場合、次の候補として単段シャトルを考慮すると、その開発期間として 8 年間を見込んで 1987 年に開発を開始するとの仮定の下に単段シャトルの技術的な見通しを行なっている。

7.2.1 現行技術の延長による SSTO

シャトルの重量に大きな影響をもつ因子は材質、構造および推進であるが、これらに関する投資が現在の水準で続けられ(宇宙と航空を含み、更に戦争などの社会的変動がないとする。), 技術もそれに見合った進展があると仮定すると、現在の技術水準の延長として将来における水準の予測を行なう事ができる。以下にこれらの熱防護システム(TPS, Thermal Protection System), 構造用材料や推進系などに関する予測およびこれを基にした SSTO の概念等について検討を行なう。

熱防護システムと構造物(翼, 推力構造物, プロペラント・タンク, 降着装置)が SSTO のドライ重量に占める割合は 60% に達し、これらの重量を減ずる事が重

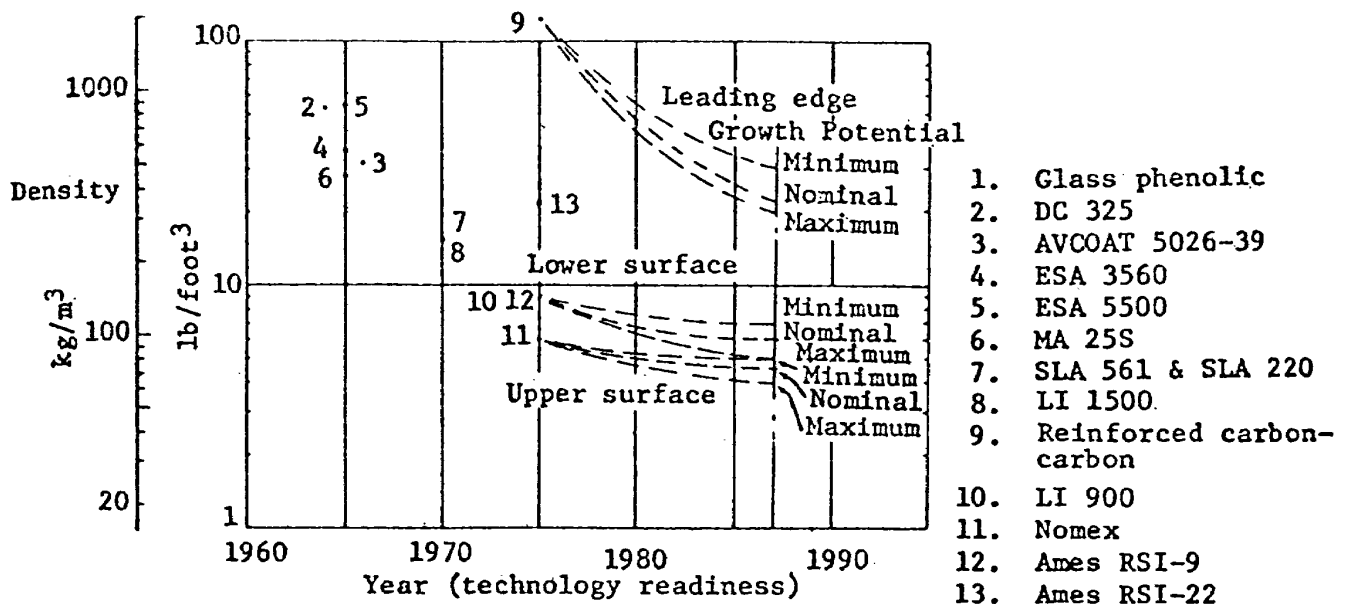
要な課題である。TPS 用材料の予測を図 7.4 に示す。この中で RSI (Reusable Surface Insulation) は NASA の Ames Research Center で開発されたシリカ系材料である。これらを基に使用温度域に対する防護材密度を選ぶと表 7.3 のようになる。そして胴体、翼表面および前縁における熱防護構造として重量の点で望ましいものとされるものを図 7.5 に示す。次に構造用材料について見ると、アルミ、チタン、高張力鋼や種々の合金についてはここ 20 年程の間に信頼性は増しているが、単位密度当り強度についてはあまり増しておらず今後も期待できないが、複合材料に関してはかなりの期待を望めそうである。複合材料の強度の予測を図 7.6 に示すが、ノミナルで 3 割程度の改善が期待できる。この他に翼、タンク等の 1987 年における重量予測値を既存の航空機、ロケットやスペース・シャトル計画値を基に推定すると図 7.7 ~ 7.12 が得られる。

推進関係はメイン・エンジンと RCS (Reaction Control System) と OMS (Orbit Maneuvering System) に関する研究が必要であるが、特にメイン・エンジンが重要である。メイン・エンジンに関して重要な因

表 7.3 TPS の密度

(1987年の技術水準を予想)^{7.7)}

Temperature		Density	
°K	(°F)	kg/m ³	(lb/ft ³)
Up to 590	(Up to 600)	72	(4.5)
590 to 1367	(600 to 2000)	96	(6.0)
1367 to 1645	(2000 to 2500)	128	(8.0)
1645 to 1867	(2500 to 2900)	352	(22.0)

図 7.4 表面断熱材の密度 (実績と予測)^{7.7)}

BODY

RSI bonded to advanced/composite sub-panels integral aluminum tankage insulation.



AEROSURFACES

RSI and strain isolator bonded to advanced/composite structure.

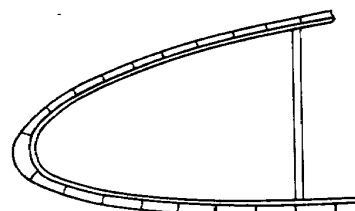


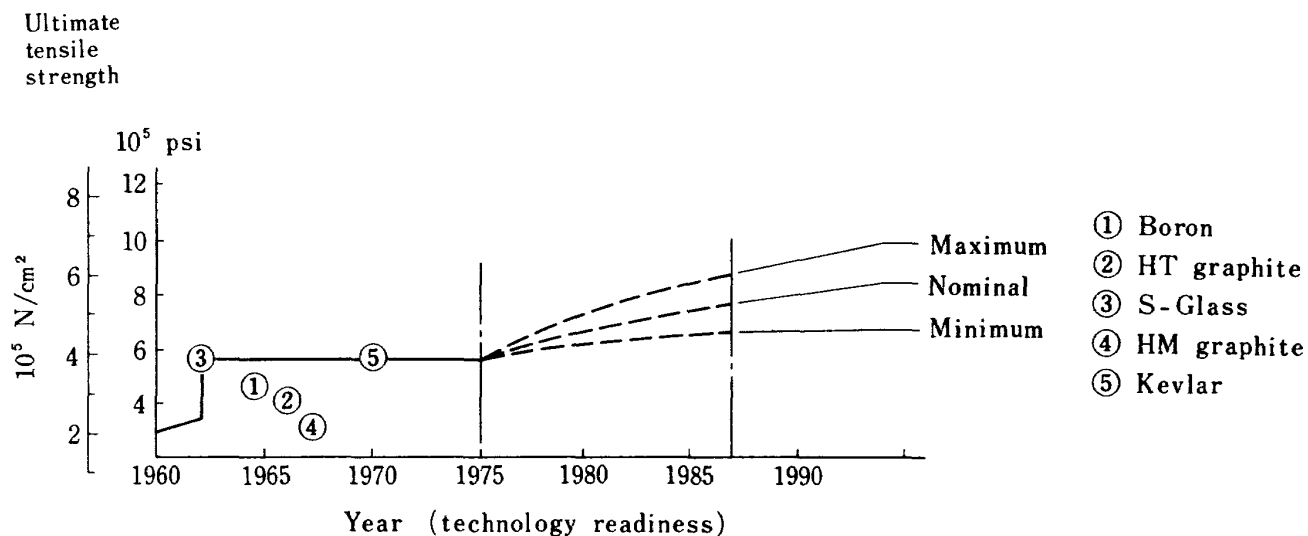
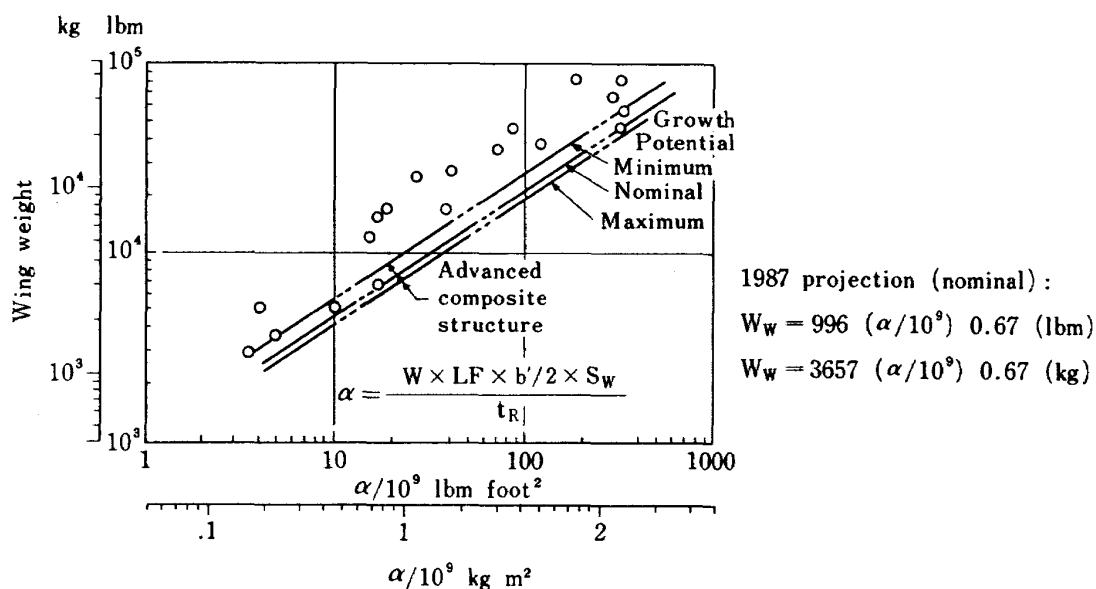
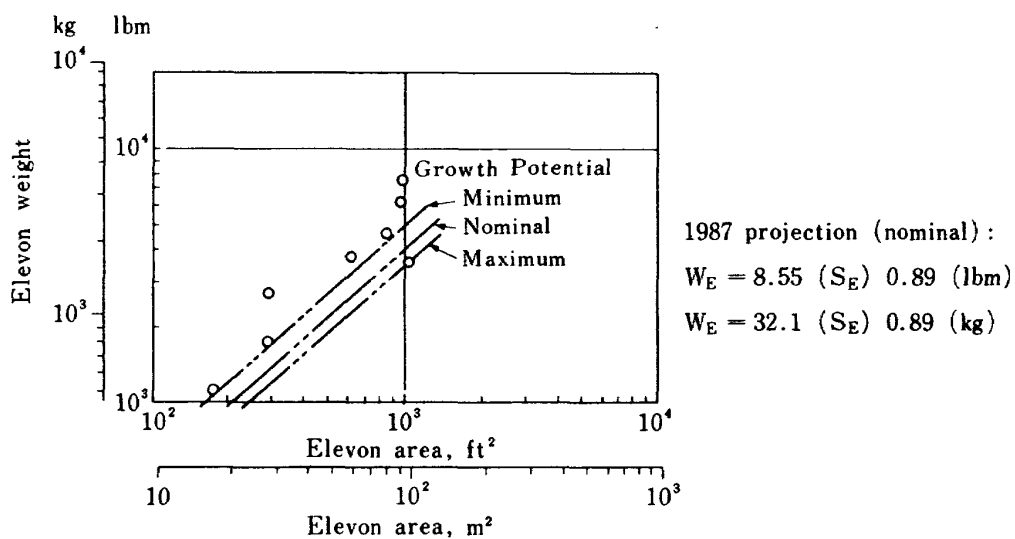
LEADING EDGE

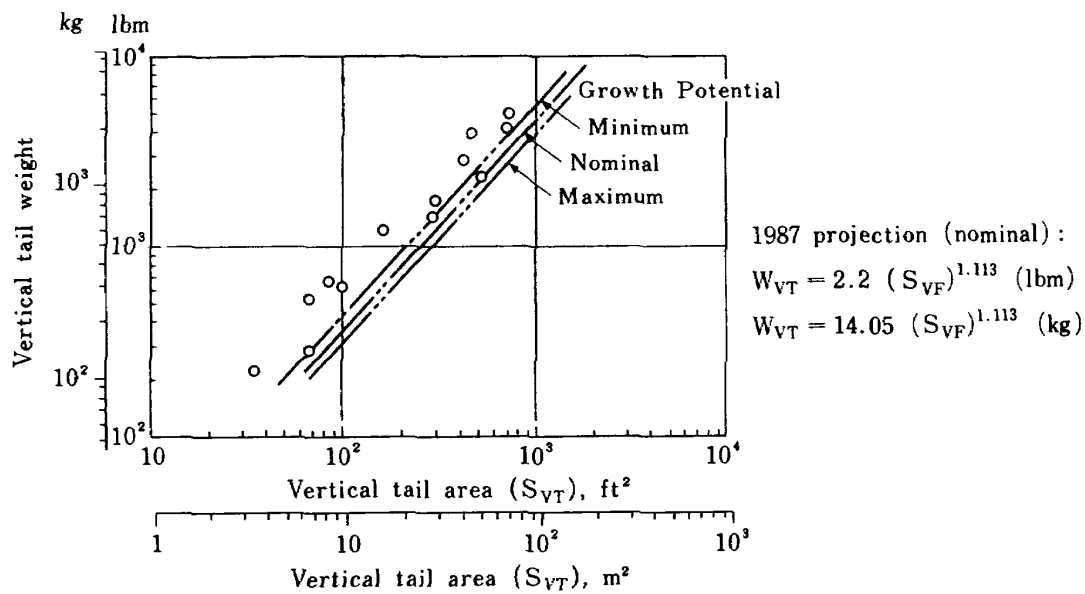
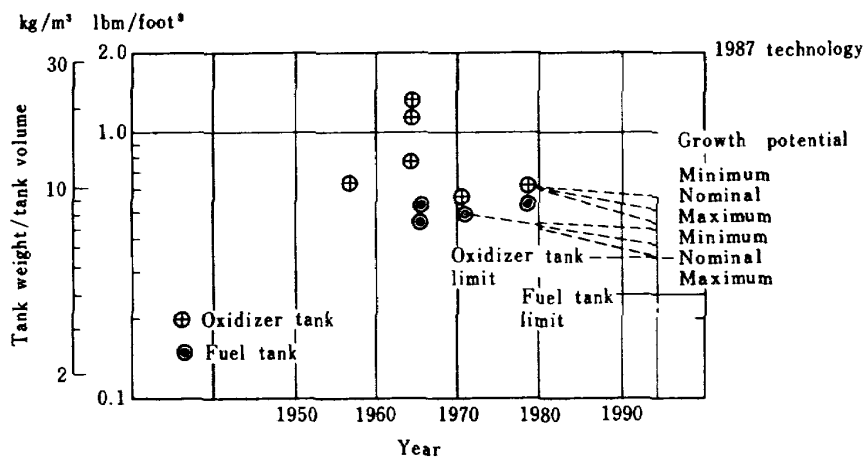
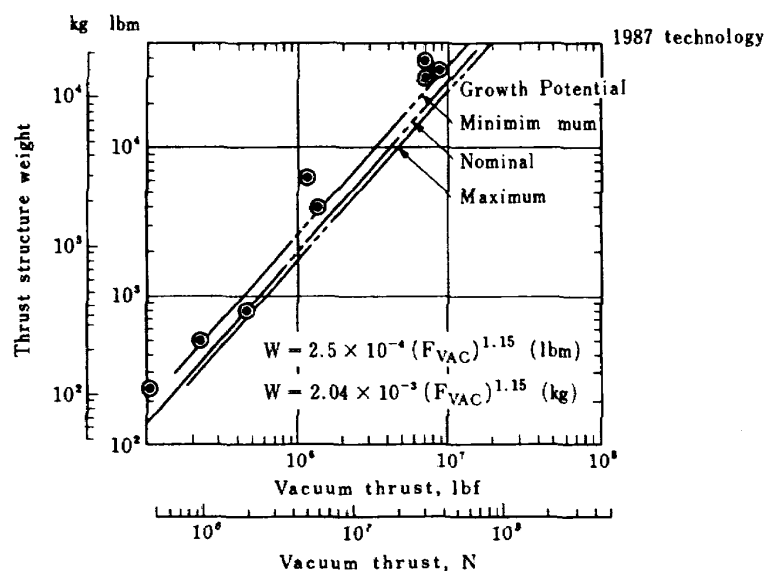
RSI

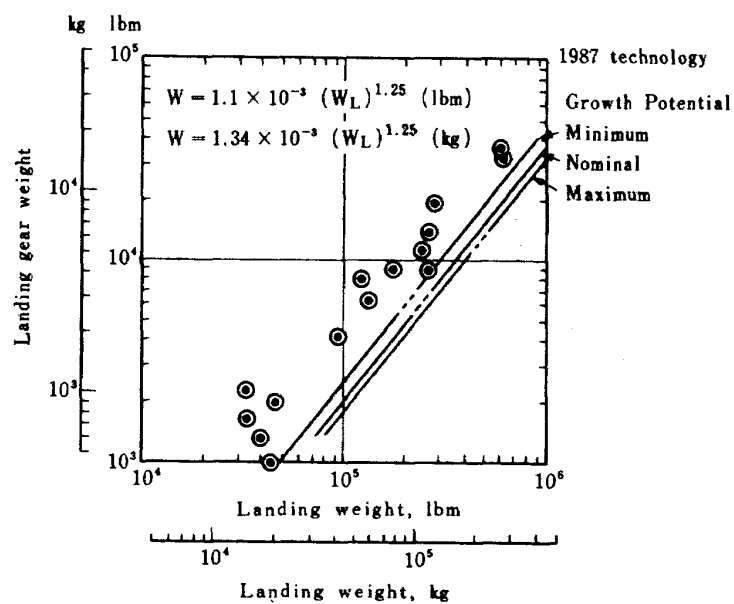
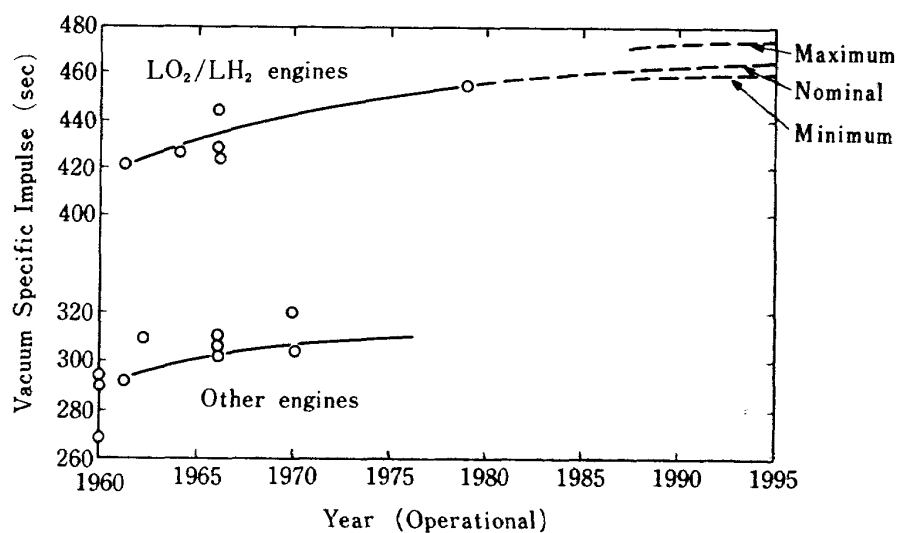
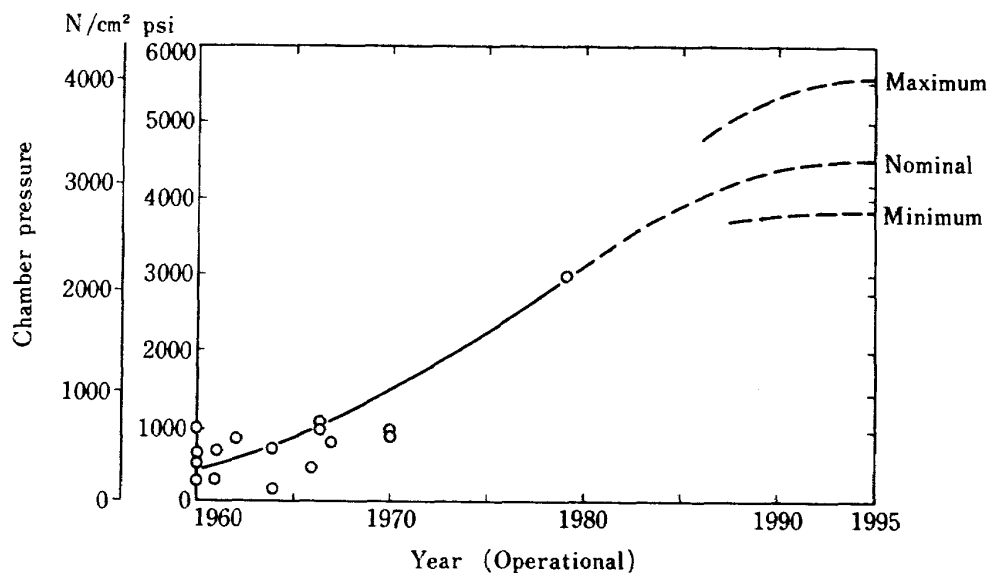
$W = 14.6 \text{ kg/m}^2$ (3 lbm/ft²)

Passive TPS

図 7.5 基本的 SSTOに推奨される TPS 構造^{7.7)}

図 7.6 複合材料の局限引張強度（実績と予測）^{7.7)}図 7.7 主翼の構造重量（実績と予測）^{7.7)}図 7.8 昇降翼構造重量（実績と予測）^{7.7)}

図 7.9 垂直尾翼構造重量 (実績と予測) ^{7.7)}図 7.10 インテグラル・プロペラント・タンク・重量
体積比 (実績と予測) ^{7.7)}図 7.11 推力構造部重量 (実績と予測) ^{7.7)}

図 7.12 降着装置重量 (実績と予測) ^{7.7)}図 7.13 比推力 (実績と予測) ^{7.7)}図 7.14 燃焼圧力 (実績と予測) ^{7.7)}

子は比推力、推力・重量比、燃焼圧そしてNPSH(Net Positive Suction Head)であるが、これに加えてノズル形式(ベル・ノズルとリニア・ノズル)、作動混合比の選択やプロペラント密度も関係してくる。プロペラントの選択という点では、単一モードSSTOの場合、比推力の点でLOX/LH₂に限定される。メイン・エンジンの比推力の予測を図7.13に示すが、これは図7.14に示す燃焼圧の予測を基にしている。但しノミナル値は混合比7.0, 効率98%, 膨張比160を仮定し、最大値は膨張比に300以上を仮定しており、最小値は現行のSSME

の改良案である。図7.15には推力・重量比、図7.16にはNPSHの予測を示す。推力・重量比はエンジン重量を通して、またNPSHはタンク重量を通してドライ重量に影響する重要な因子である。なおメイン・エンジンに関しては第9章の記述が参考になろう。RCS/OMSに関しては、図7.17～7.18のように予測される。

以上の他にSSTOの設計に影響を有する技術として表7.4に示す項目があるが、これらは二次的な問題なので詳しく触れない事にする。

これらの技術を育成するための試験研究費として、S

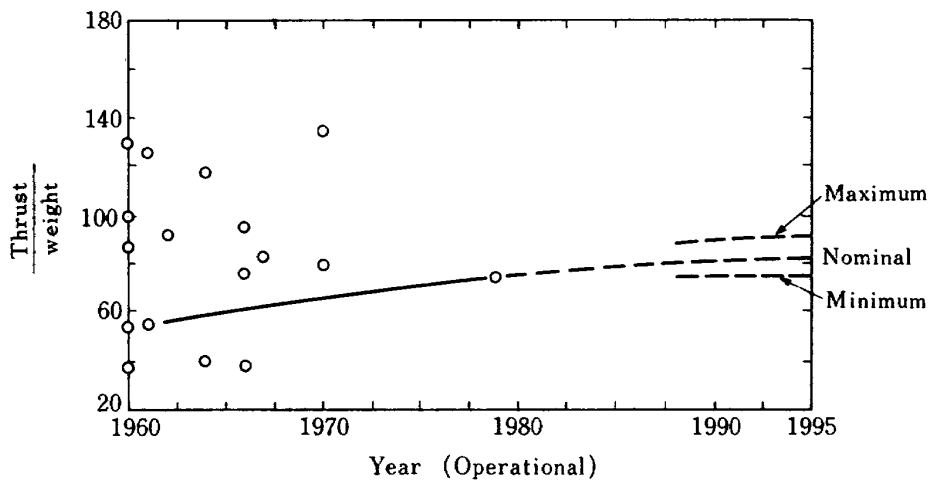


図7.15 エンジン・推力・重量比(実績と予測)^{7.7)}

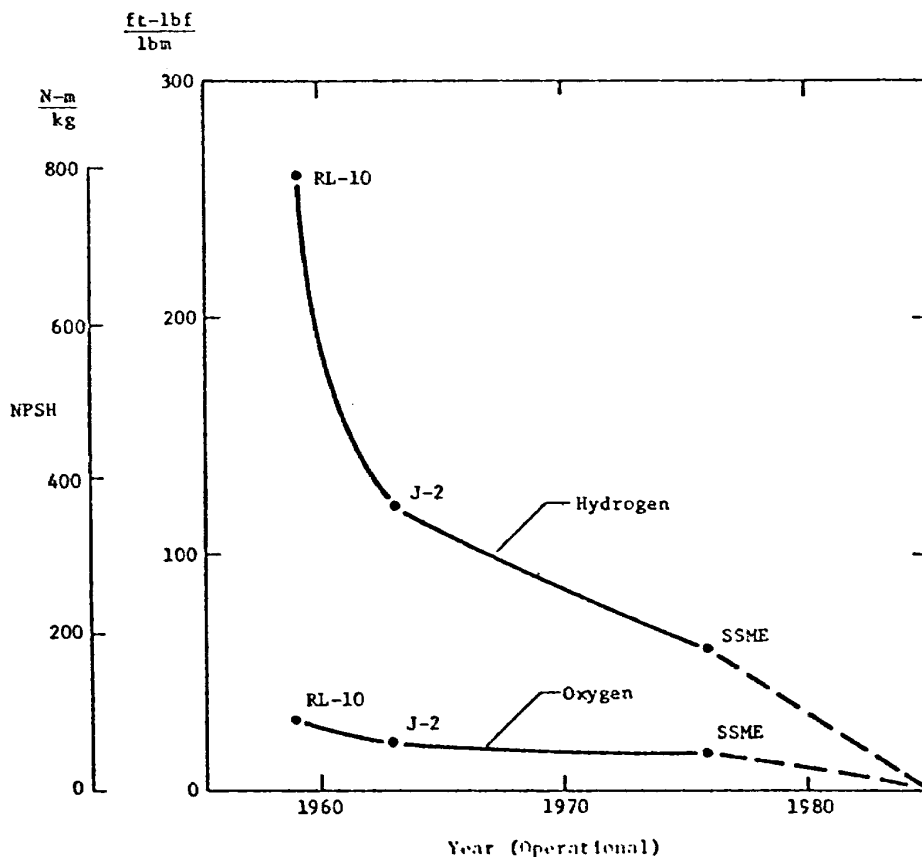


図7.16 ポンプ・インデューサNPSH(実績と予測)^{7.7)}

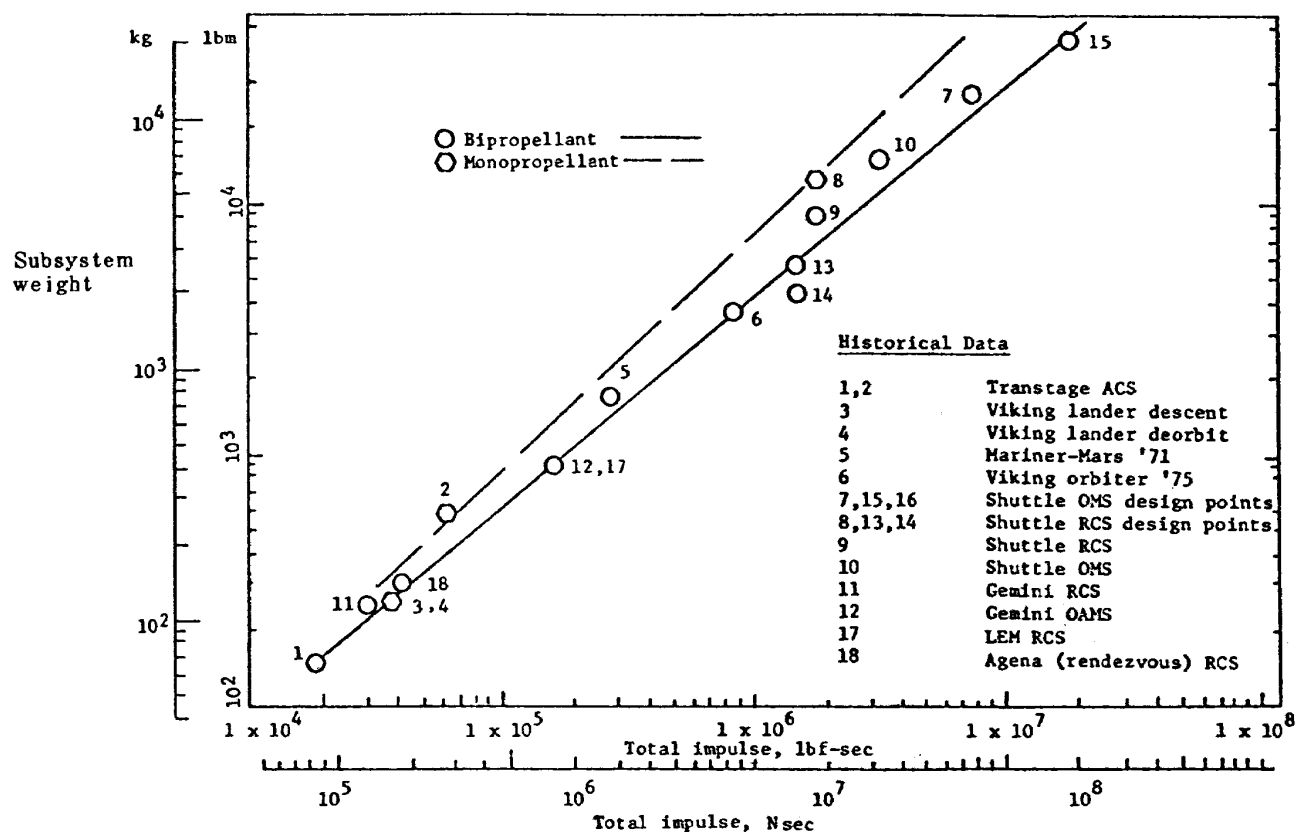
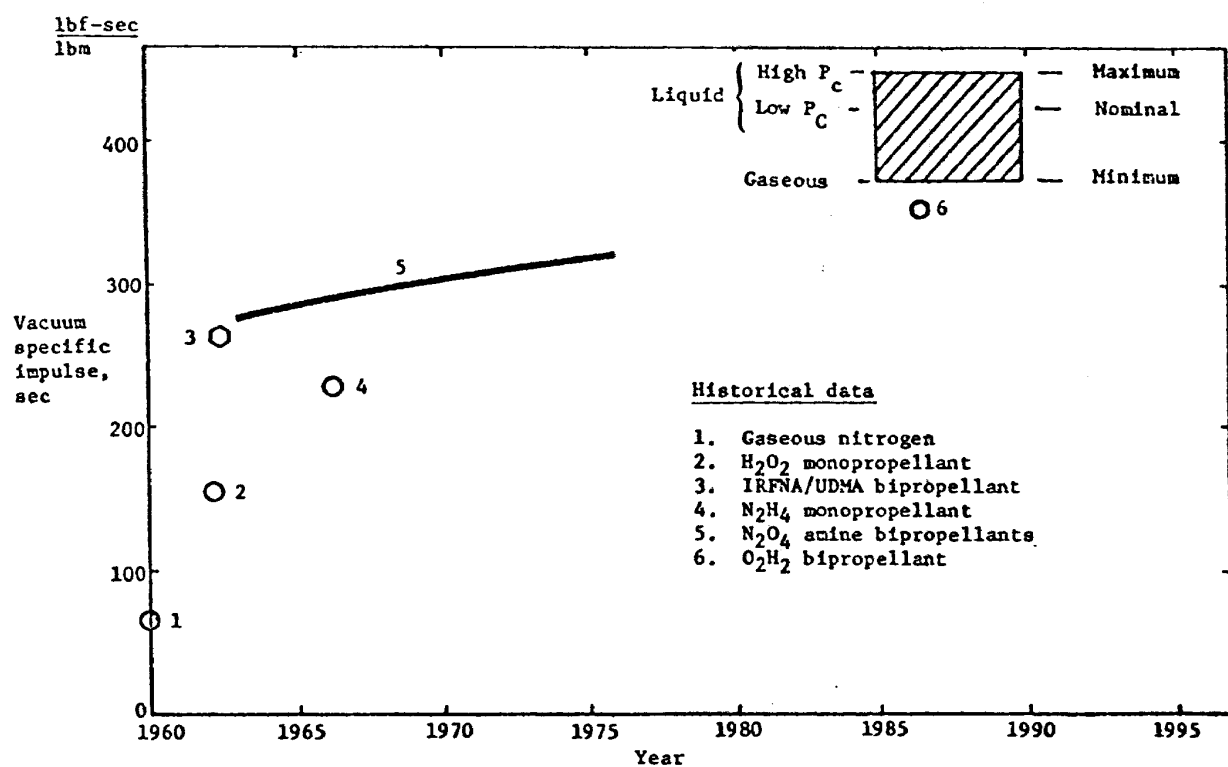
図 7.17 補助推進系重量の実績^{7.7)}図 7.18 RCS/OMS の比推力 (実績と予測)^{7.7)}

表 7.4 副次的な技術領域とその進展の程度^{7.7)}

Areas of technology	Projections for improvements
Aerothermodynamics	Better knowledge of catalytic wall, lee surface heating, and B.L. transition effects
Performance optimization	Optimal trajectory guidance, reduced margins
Aerodynamics	Development of optimal configuration parameters (wing-body shape)
Computer technology	Advanced techniques for vehicle design and onboard flight operations
Control systems	Integrated digital systems, relaxed static stability, and improved load relief
Auxiliary power	Improved fuel cells and APU, higher pressure hydraulics, hot gas actuation

表 7.5 研究資金計画^{7.7)}

Dollars in millions

	Materials and structures	Propulsion
Projected annual average spending for R&T	19.5	10.2

表 7.6 主推進系概念^{7.7)}

	Fixed nozzle configuration		Extendable nozzle configuration	
<u>Bell nozzle engines</u>				
Chamber pressure MN/m ² (psia)	27.6 (4000)		27.6 (4000)	
Area ratio	35		55/160	
Thrust/weight, vacuum	81.2		58.9	
	MR = 6	MR = 7	MR = 6	MR = 7
I _{SP} _{Vac} (Sec)	441.4	436.1	466.4	463.5 ε = 160
I _{SP} _{SL} (Sec)	408.2	404.0	399.5	395.5 ε = 55

STOの材料、構造そして推進関係にNASAと国防省から振向けられる額を示唆するのが表 7.5 である。これは 1975 年をベースにした年間予算の予想であり、その後毎年若干ずつ増える事を見込んでいる。これによれば材料、構造そして推進関係だけで ¥ 200 / \$ のレートで年間 59 億円以上であるが、これは R&T のみで開発関係の費用は全く見込んでない。

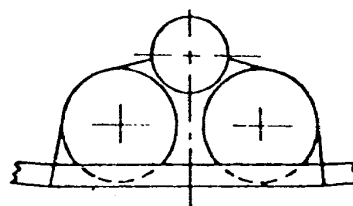
前述の技術予測を基に単一モード SSTO の概念設計を行った例を以下に概説する。考慮した SSTO は VTO (Vertical Take Off), HTO (Horizontal Take Off, Sled を使用), IFF (Inflight Fueled) の三種類で、何れも着陸は水平方式で、ペイロードは現行シャトルと同じ 29.5 トンを前提としている。更にメイン・ロケット・エンジンとして表 7.6 に示す基本性能の LOX/LH₂ エンジンを前提にしている。プロペラント・タンク形態としては、ドライ重量を検討の結果、図 7.19 に示すようにアルミ合金の円筒形インテグラル・タンクを胴体に収納する方法が有利であるという結果がでている。図 7.19 には TPS も同時に示されている。夫々の機体の大きさ(重量)を決めるのに次の手法が使われた。ペイロードを除いた機体のみのプロペラント重量比を λ とする。

機体に作用する抗力や揚力を考慮して夫々の機体の飛行上の所要重量比 MR (= GLOW/WBO, 但し WBO は Burnout Weight) を求め、これを (7.1) 式に代入すると機体の所要プロペラント重量比 λ_1 を、GLOW の関数として求めることができる。

$$\lambda_1 = \frac{1 - \frac{1}{MR}}{1 - \frac{WPL}{GLOW}} \quad (7.1)$$

ここで WPL は Payload Weight で 29.5 トンである。一方、機体の各部分の重量解析を行なう事により、夫々の機体の大きさを変えた時の許容プロペラント重量比 λ_2 が (7.2) 式から求まる。

$$\lambda_2 = \frac{WP}{GLOW - WPL - WLOSS/2} \quad (7.2)$$



Baseline

Thermostructure:

Body - aluminum clustered tanks, RSI/subpanel TPS

Aerosurfaces - Borsic/aluminum composite structure, RSI/strain isolator direct bond

Tank pressure (ultimate);
207 000 N/m² (30 psi)

Maximum structural temperature:
450 K (350°F)

図 7.19 機体設計概念^{7.7)}

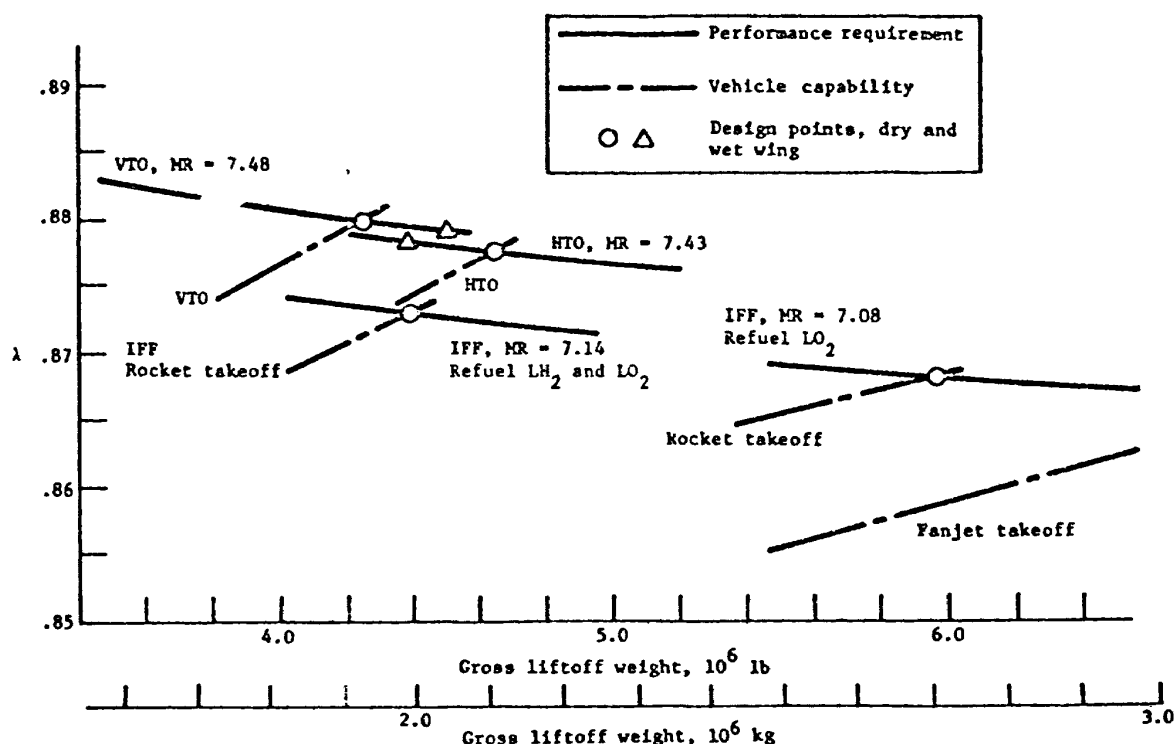


図 7.20 各 SSTO の機体重量の選定^{7.7)}

ここでWPはAscent Propellant Weight, WLOSSはAscent Weight Lossesである。これらの λ_1 と λ_2 の交点が機体に必要な大きさ(重量)になる。マーチン・マリエッタ社の解析によれば図7.20の結果を得ている。

(1) VTO — 機体の主要寸法を図7.21に示す。胴体の長さは61.9m, 翼のスパンは60.2mである。なお、この機体ではドライ重量軽減の目的から翼にプロペラン

ト・タンクを設けていない。メイン・ロケット・エンジンは4基の2位置ノズル付($\epsilon = 55/160$)と6基の固定ノズル付($\epsilon = 35$)から構成される。これらのエンジン諸元を表7.7に示す。このエンジンでは入口での所要NPSHを0とする事により、タンクの設計圧力を0.138 MPa-G(1.4 kg/cm² G)に押え、タンク重量の軽減に役立たせている。OMSとRCSにはRL10相当の

Weight		C.G. % Ref Length	
Payload	29 483 kg (65 000 lb)	58.9	
Dry weight	202 753 kg (446 993 lb)	72.7	
Landing without payload	207 643 kg (457 774 lb)	71.0	
Landing with payload	237 126 kg (522 774 lb)		
Ascent propellant	1 650 998 kg (3 661 873 lb)	70.1	
Gross liftoff weight	1 924 654 kg (4 243 136 lb)		

Area	
Body plan area	984.2 m ² (10 594 ft ²)
Wing, theoretical	1126.0 m ² (12 120 ft ²)
Wing, exposed	573.0 m ² (6 168 ft ²)
eleven	181.1 m ² (1 950 ft ²)
Vertical tail	205.3 m ² (2 210 ft ²)
rudder	74.3 m ² (800 ft ²)
Body wetted area	2635.6 m ² (28 370 ft ²)

Volume	
LH ₂ tank	3078.5 m ³ (108 712 ft ³)
LO ₂ tank	1331.0 m ³ (47 000 ft ³)
Payload	
Diameter	4.572 m (15 ft)
Length	18.288 m (60 ft)
Payload Bay Clear Opening	
Diameter	4.725 m (15.5 ft)
Length	18.517 m (60.75 ft)

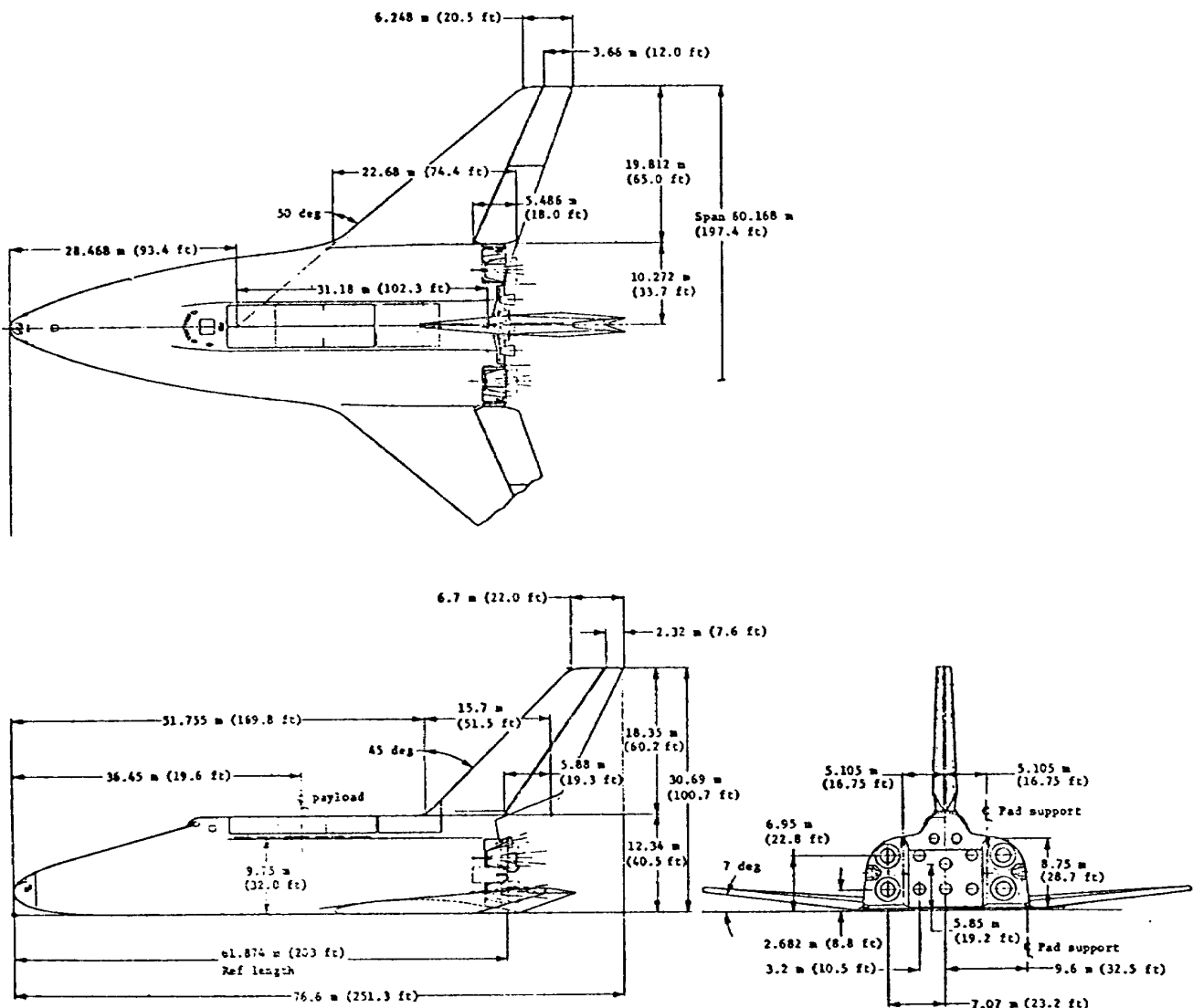


図7.21 VTOの寸法と諸元^{7.7)}

LOX/LH₂ エンジン (O/F = 6.0, F = 66.7 kN (6.8 トン), I_{sp} = 440 sec) を使用する。この機体の重量配分等を表 7.8 に、飛行軌跡を図 7.22 に示す。

(2) HTO (Sled 打上げ) — この機体はレールマウントの滑走台を用いてマッハ 6 の初期離陸速度に加速される。Sled の概略は図 7.23 に示される。レール全長は 4.3 km でその前半が加速に使われ、後半はブレーキに使われる。滑走台は F-1 エンジンで駆動され最大加速度は 1.32 G である。機体形状は図 7.24 に示されるように VTO より若干大きくなり、胴体長が 64.6 m, 翼スパンが 62.8 m となる。メイン・エンジンには 4 基の固定ノズル付エンジンと 4 基の二位置ノズル付エンジンが使用される。エンジン諸元は表 7.7 と殆ど同一である。翼内にタンクを置かない場合の機体重量配分は表 7.9 のようになる。これに対して翼内に LOX タンクを設けると、翼に作用する曲げモーメントを減少させるために翼重量で 18%, 全体で 13% の重量軽減となり、併せてプロペラントの充填効率を高める事ができ、機体の重量は表

7.10 のようになる。但しこの場合には、翼内タンクの与圧圧力に加速による水頭が加わり、翼の構造重量が現在のジェット燃料を搭載する航空機より増すとか、エンジンへの配管が複雑となりプロペラント残量が増す等の研究課題が残る事になる。HTO の飛行軌跡を図 7.25 に示す。

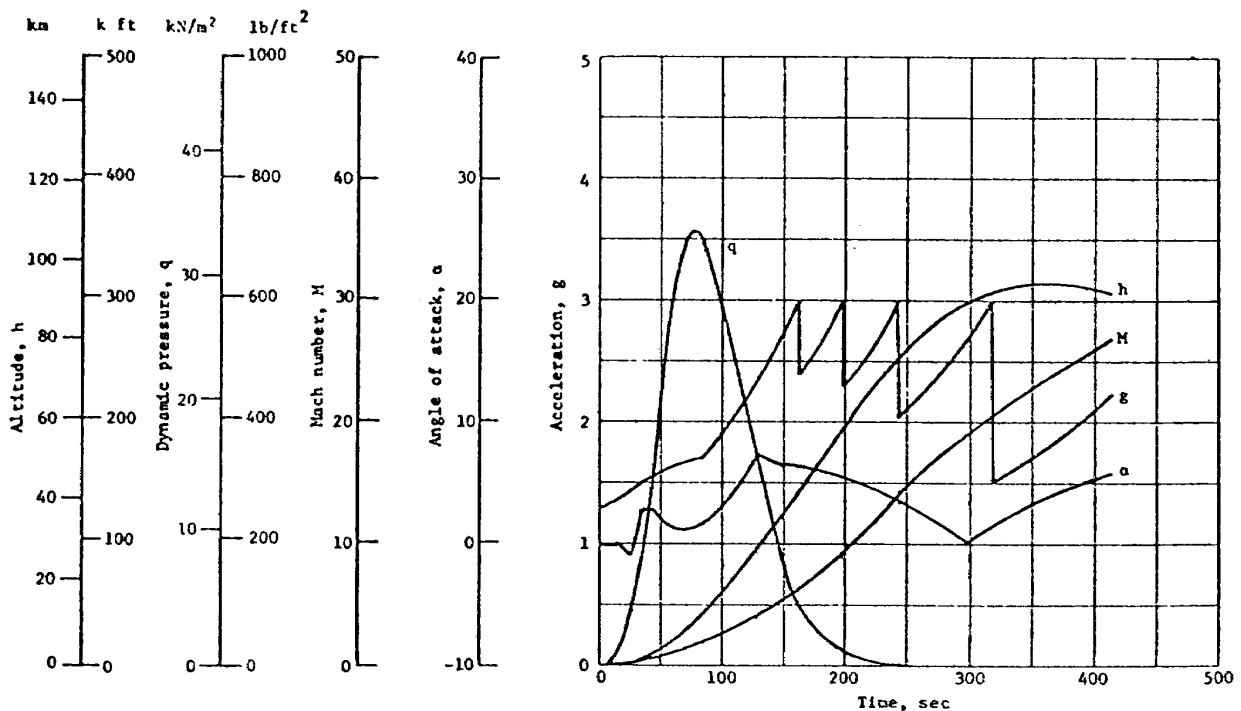
(3) IFF — この機体は上昇するのに必要な量だけプロペラントを搭載して滑走路から発進し、空中でプロペラント搭載機からプロペラントの補給を受け上昇用ロケット・エンジンに点火するものである。補給機のターボファン・エンジン性能と IFF の空力性能からランデブーの高度と速度は、それぞれ 4600 m, マッハ 0.75 に選ばれる。離陸時のエンジンの選択と、補給プロペラントの選択がいくつか考えられるが、図 7.20 に示されるようにジェット・エンジンを使用すると極端に GLOW が大きくなる事、ロケット・エンジンを使用しても LOX の補給のみではまだ GLOW が大きい事からロケット・エンジンと両プロペラント補給案が推奨される。この線

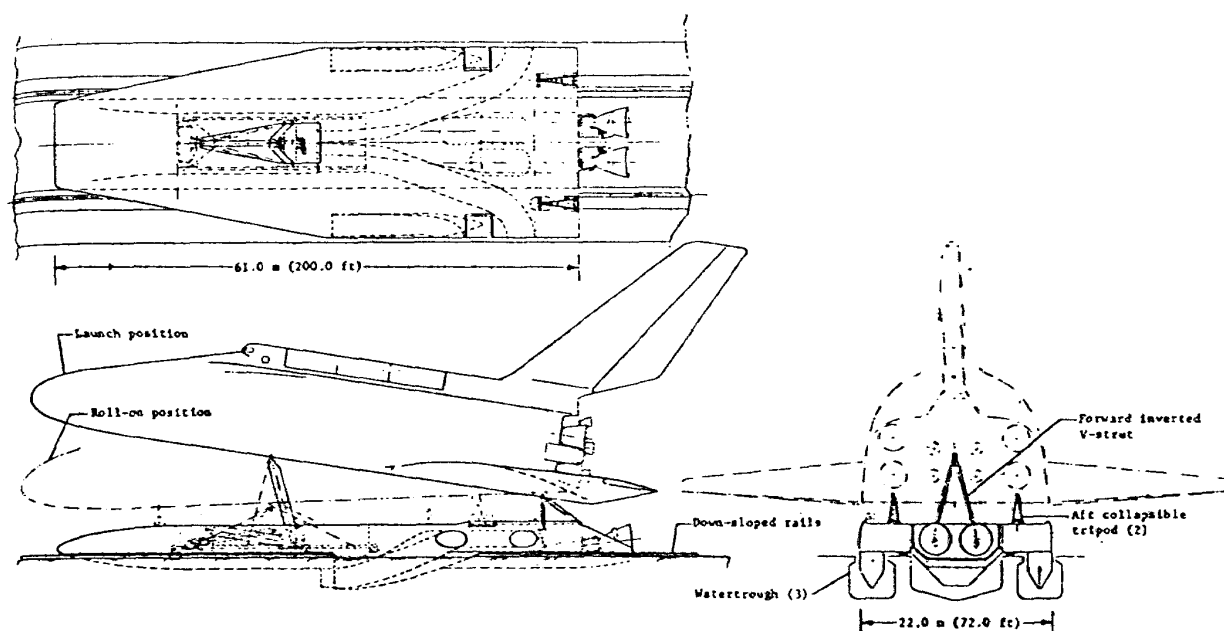
表 7.7 VTO 用エンジンの諸元^{7,7)}

Nszzle type	Fixed		Dual	
	6		4	
Number per vehicle				
Engine weight - kg (lbm)	3070	(6769)	4120	(9084)
Propellant flow rate - kg/sec (lbm/sec)	625	(1377)	625	(1377)
LO ₂ flow rate - kg/sec (lbm/sec)	547	(1205)	547	(1205)
LH ₂ flow rate - kg/sec (lbm/sec)	78	(172)	78	(172)
Chamber pressure - 10 ⁶ N/m ² (psia)	31	(4500)	31	(4500)
Throat Area - m ² (in. ²)	0.0424	(65.8)	0.0424	(65.8)
Throat diameter - m (in.)	0.232	(9.15)	0.232	(9.15)
Expansion ratio	35		55	160
Exit area - m ² (in. ²)	1.49	(2300)	2.33	(3620) 6.79 (10 530)
Exit diameter - m (in.)	1.38	(54)	1.72	(68) 2.94 (116)
Thrust, S.L. - 10 ³ N (10 ³ lbf)	2470	(556)	2420	(544) ----
Thrust, vacuum - 10 ³ N (10 ³ lbf)	2670	(600)	----	2840 (638)
I _{sp} , S.L. - sec	404.1		395.5	----
I _{sp} , vacuum - sec	436.1		----	463.5

表 7.8 VTO重量の内訳^{7.7)}

Code	System	Mass, kg	Weight, lb
1.0	Wing group	23,502	51 813
2.0	Tail group	5 265	11 607
3.0	Body group	52 873	116 565
4.0	Induced environmental protection	39 432	86 933
5.0	Landing & auxiliary systems	7 304	16 103
6.0	Propulsion-ascent	41 896	92 364
6.1	Engine accessories	2 175	4 796
6.2	Propellant system	4 816	10 618
6.3	Engines (10)	34 904	76 950
7.0	Propulsion - RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion - OMS	1 032	2 275
9.0	Prime power	1 674	3 690
10.0	Electrical conversion & distribution	2 975	6 560
11.0	Hydraulic conversion & distribution	2 903	6 400
12.0	Surface controls	2 480	5 468
13.0	Avionics	2 096	4 622
14.0	Environmental control	1 836	4 048
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	15 272	33 668
Total dry weight		202 753	446 993
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	3 691	8 137
Landing weight		207 643	457 774
22.0	Payload	29 484*	65 000*
Landing weight with payload		237 127	522 774
23.0	Residuals dumped	6 866	15 138
25.0	Reserve fluids	4 899	10 800
26.0	Inflight losses	1 613	3 555
27.0	Ascent propellant	1 660 998	3 661 873
28.0	Propellant - RCS	1 972	4 348
29.0	Propellant - OMS	11 179	24 647
CLOW		1 924 654	4 243 136

図 7.22 VTOの飛行軌跡^{7.7)}

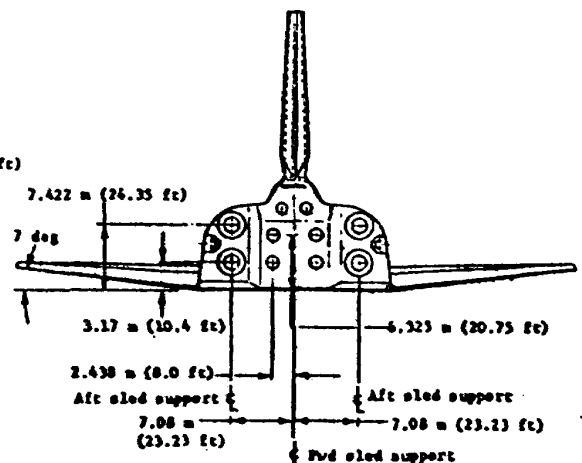
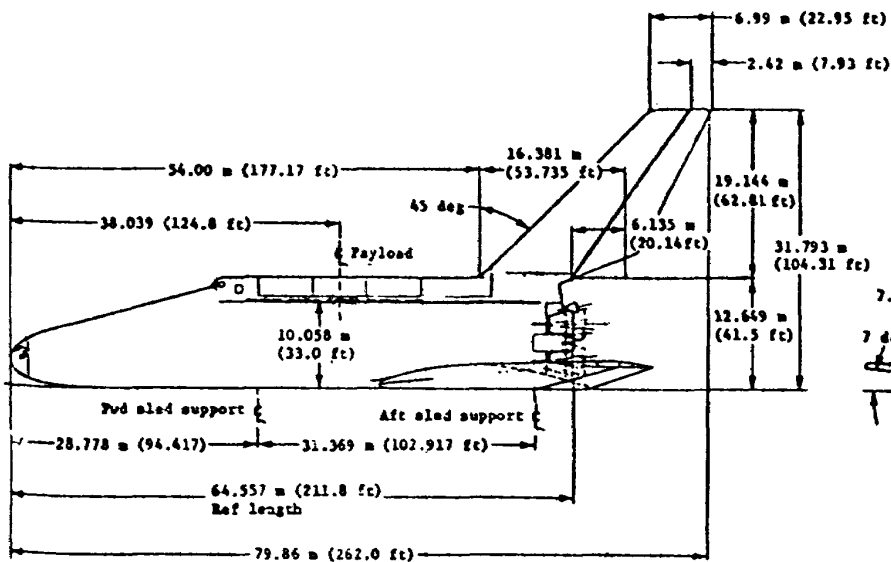
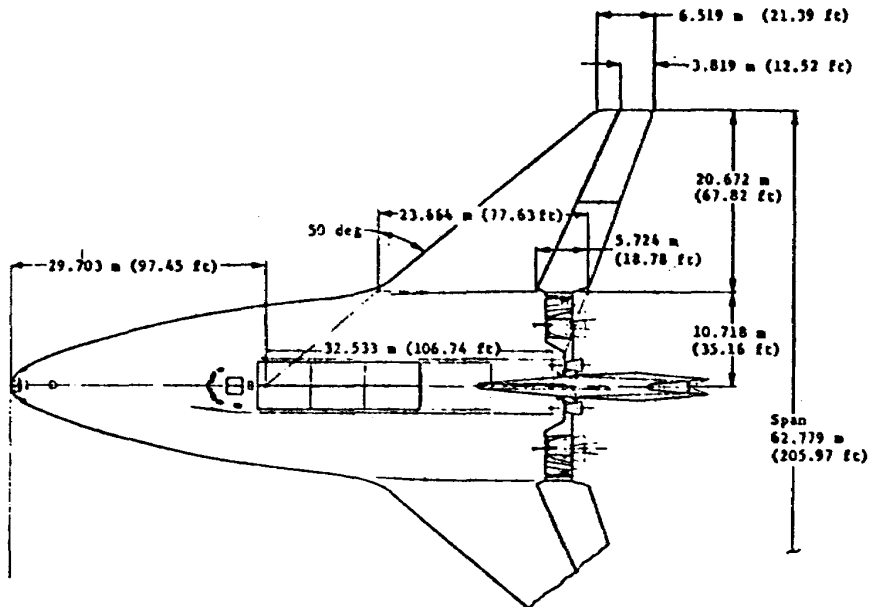
図 7.23 HTO用 Sled (滑走台) の概念^{7.7)}表 7.9 翼内タンク無HTOの重量内訳^{7.7)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	40 094	88 392
2.0	Tail group	5 787	12 759
3.0	Body group	58 855	129 752
4.0	Induced environmental protection	41 652	91 828
5.0	Landing and auxiliary systems	8 297	18 291
6.0	Propulsion ascent	35 341	77 915
6.1	Engine accessories	2 162	4 767
6.2	Propellant system	4 364	9 622
6.3	Engines (8)	28 815	63 526
7.0	Propulsion - RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion - OMS	1 071	2 361
9.0	Prime power	1 674	3 690
10.0	Electrical conversion and distribution	2 975	6 560
11.0	Hydraulic conversion and distribution	2 903	6 400
12.0	Surface controls	2 480	5 468
13.0	Avionics	2 096	4 622
14.0	Environmental control	1 836	4 048
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	17 844	39 344
Total dry weight		225 121	496 307
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	4 165	9 183
Landing weight		230 486	508 134
22.0	Payload	29 484*	65 000*
Landing with payload		259 970	573 134
23.0	Residuals	5 929	13 071
25.0	Reserve fluids	5 851	12 900
26.0	Inflight losses	1 613	-3 555
27.0	Ascent propellants	1 817 463	4 006 819
28.0	Propellant - RCS	2 301	5 072
29.0	Propellant - OMS	13 071	28 817
CLOW		2 106 198	4 643 368
30.0	Propellant - sled run	100 326	221 181
Gross weight		2 206 524	4 864 549

Weight		C.C./Z Ref Length	
Payload	29 483 kg (65 000 lb)		
Dry Weight	225 121 kg (496 307 lb)		
Landing without payload	230 486 kg (508 134 lb)	73.25	
Landing with payload	259 969 kg (573 134 lb)	71.63	
Ascent propellant	1 817 462 kg (4 006 819 lb)		
Launch propellant	100 326 kg (221 181 lb)		
Liftoff weight	2 106 196 kg (4 643 368 lb)	70.09	
Launch gross weight	2 206 522 kg (4 864 549 lb)	69.60	

Area	
Body plan area	1071.5 m ² (11 534 ft ²)
Wing, theoretical	1225.9 m ² (13 195 ft ²)
Wing, exposed	623.8 m ² (6 715 ft ²)
Elevon	197.2 m ² (2 123 ft ²)
Vertical tail	223.5 m ² (2 406 ft ²)
Rudder	80.9 m ² (871 ft ²)
Body Wetted area	2869.3 m ² (30 885 ft ²)

Volume	
LH ₂ tank	3554.3 m ³ (125 520 ft ³)
LO ₂ tank	1536.6 m ³ (54 266 ft ³)
Payload	
Diameter	4.572 m (15 ft)
Length	18.288 m (60 ft)
Payload bay clear opening	
Diameter	4.725 m (15.5 ft)
Length	18.517 m (60.75 ft)

図 7.24 HTO の寸法と諸元^{7.7)}

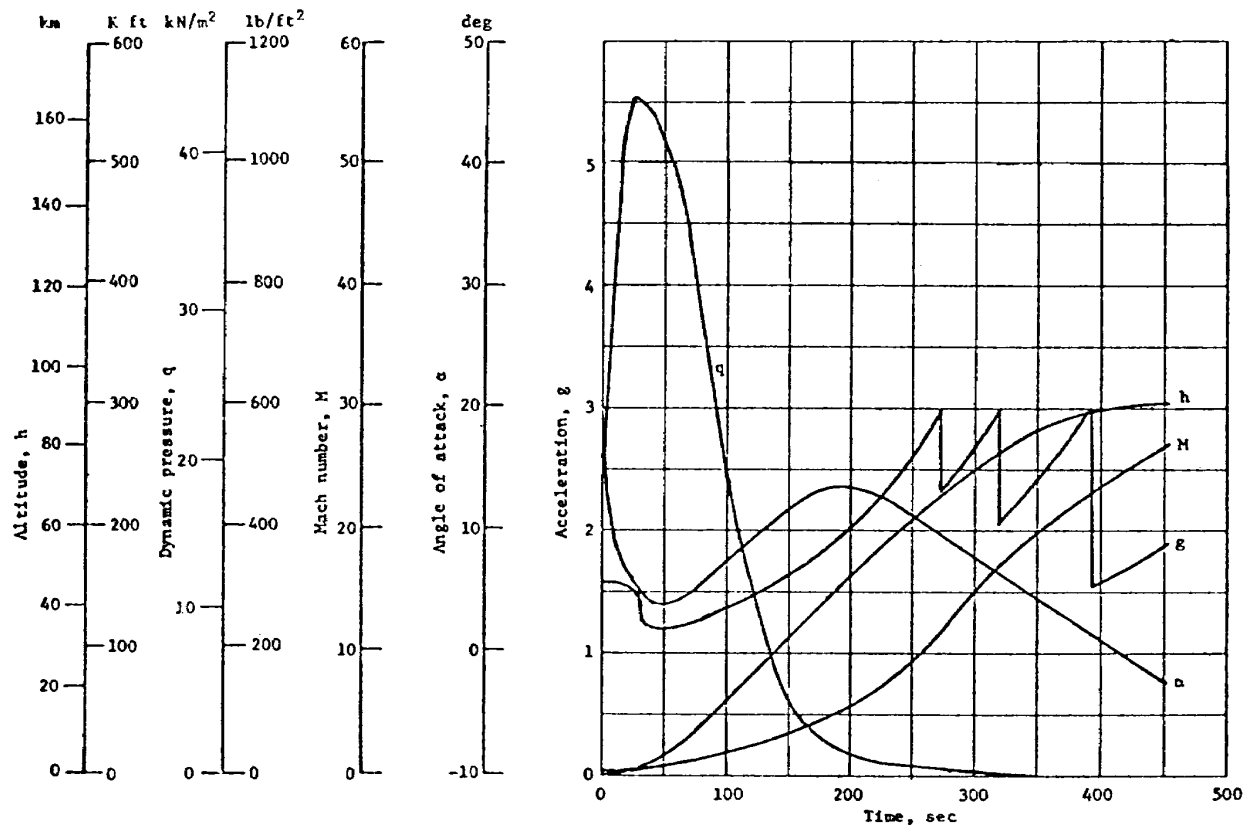
に沿った IFF 案が図 7.26 に示される。ロケット・エンジンには固定ノズル付 ($\epsilon = 50$) が 4 基と二位置ノズル付 ($\epsilon = 55/160$) が 4 基使われる。この機体の重量配分と飛行軌跡が表 7.11 と図 7.27 に示される。IFF 案は機体を小さくする事を期待して、かなり初期に考えられた概念であるが、その割には小さくならない。更に、この概念を実現するためには、大型のプロペラント補給用航空機の必要性、ランデブーに課せられる厳しい要求、大流量のプロペラント移送の必要性などの多くの困難な問題を解決しなければならない。

次に以上に述べた VTO, HTO, IFF の開発、製造そ

して一回当りの飛行に要するコストについて検討を行なう。これらの算出に当ってはスペース・シャトル計画で使われ確認された手法が用いられている。開発費用 (D DT & E cost) に関して VTO の例をとると表 7.12 の関係が得られ、これより TPS 関係では試験費が、構造関係と翼関係では治工具費が高いウェイトを占めている事がわかる。機体以外をも含めた三種の機体の開発コストの比較が表 7.13 に示される。ここで生ずる差はドライ質量の差による。更に HTO では滑走台関係の設計費と設備費が追加されている。製造費用における三者の比較は表 7.14 に示されるが、それぞれの違いは 5 % 以内で

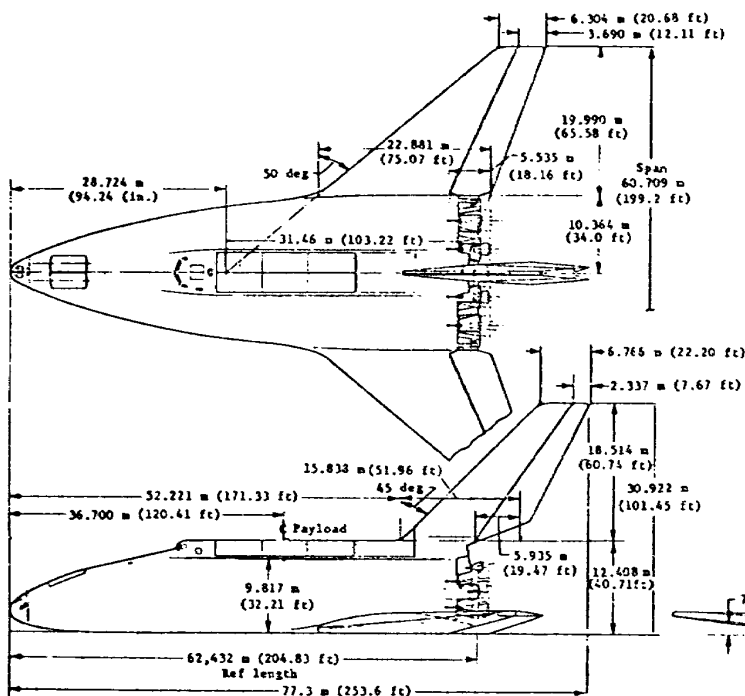
表 7.10 翼内タンク付 HTO の重量内訳^{7.7)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	31 177	68 733
2.0	Tail group	4 966	10 947
3.0	Body group	47 176	104 005
4.0	Induced environmental protection	38 096	83 987
5.0	Landing and auxiliary systems	7 061	15 568
6.0	Propulsion ascent	33 274	73 356
6.1	Engine accessories	1 900	4 188
6.2	Propellant system	5 136	11 324
6.3	Engines (8)	26 237	57 844
7.0	Propulsion - RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion - OMS	1 015	2 238
9.0	Prime power	1 674	3 690
10.0	Electrical conversion and distribution	2 928	6 456
11.0	Hydraulic conversion and distribution	2 903	6 400
12.0	Surface controls	2 506	5 524
13.0	Avionics	2 097	4 622
14.0	Environmental control	1 836	4 048
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	15 268	33 661
Total dry weight		194 190	428 112
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	3 816	8 413
Landing weight		199 205	439 169
22.0	Payload	29 484*	65 000*
Landing with payload		228 689	504 169
23.0	Residuals	10 820	23 855
25.0	Reserve fluids	4 769	10 514
26.0	Inflight losses	1 613	3 555
27.0	Ascent propellant	1 642 748	3 621 640
28.0	Propellant - RCS	1 921	4 234
29.0	Propellant - OMS	10 881	23 989
	GLOW	1 901 441	4 191 956
30.0	Propellant - sled run	90 718	200 000
	Gross weight	1 992 159	4 391 956


図 7.25 HTOの飛行軌跡^{7.7)}

<u>Volume</u>		
LH ₂ tank	3171 m ³	(111 952 ft ³)
LO ₂ tank	1370.9 m ³	(48 414 ft ³)
<u>Payload</u>		
Diameter	4.572 m	(15 ft)
Length	18.288 m	(60 ft)
<u>Payload Bay clear opening</u>		
Diameter	4.725 m	(15.5 ft)
Length	18.517 m	(60.75 ft)

<u>Area</u>		
Body plan area	1002.0 m ²	(10 755 ft ²)
Wing, theoretical	1146.4 m ²	(12 339 ft ²)
Wing, exposed	583.4 m ²	(6 280 ft ²)
eleven	185.4 m ²	(2 000 ft ²)
Vertical tail	209.0 m ²	(2 250 ft ²)
rudder	75.6 m ²	(814 ft ²)
Body wetted area	2685.3 m ²	(28 924 ft ²)



<u>Weight</u>		
Payload	29 453 kg	(65 000 lb)
Dry weight	217 994 kg	(482 595 lb)
Landing without payload	222 949 kg	(491 519 lb)
Landing with payload	252 432 kg	(555 519 lb)
Ascent propellant	1 710 969 kg	(3 772 042 lb)
Gross launch weight	1 990 278 kg	(4 387 811 lb)
Propellant transferred	1 717 741 kg	(3 786 971 lb)
Takeoff propellant	144 537 kg	(318 761 lb)
Takeoff weight	418 640 kg	(922 943 lb)

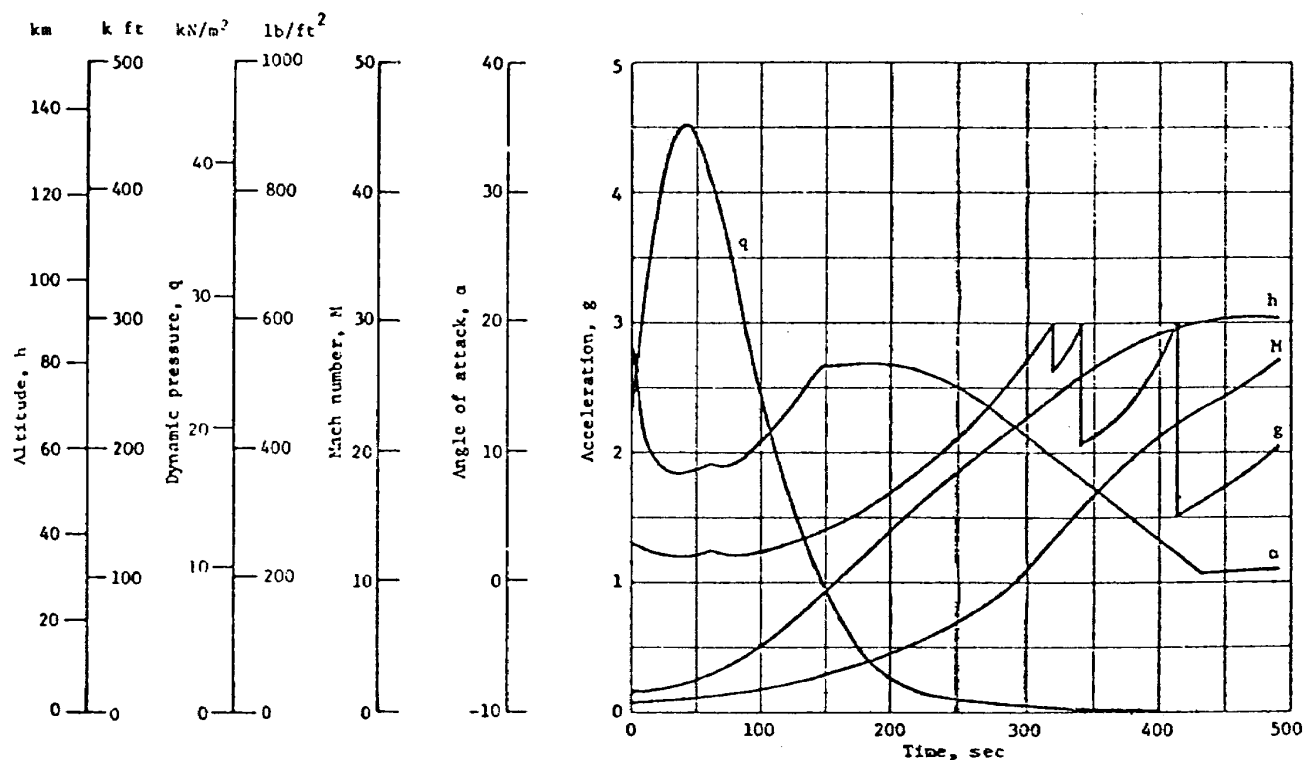
図 7.26 IFFの寸法と諸元^{7.7)}

ある。但し、IFFにはプロペラント補給用大型航空機の製造費は含まれていない。飛行費用の比較が表 7.15 に示される。現行シャトルとの大きな違いは特に高い比重を占める固体ブースターがない事、外部タンクを持たない事であり、次いで今後 15 年間のスペース・シャトル運行から期待できる打上げおよび飛行作業の簡便化と自己チェック機能の強化によるコストの改善である。

¥200/\$ の換算を行なうと現行シャトルは 28 億円 / flight, VTO は 3 億 9 千万円 / flight となる。次に、現行シャトルが 15 年間に 1016 回の打上げを、SSTO が 15 年間に 1710 回の打上げを行なうとの前提で総合コストを算出すると表 7.16 が得られる。これによれば SSTO は現行シャトルの約半分になる。VTO の開発製造費を ¥200/\$ で換算すると 1 兆 5 千億円と見積られる。

表 7.11 IFF 重量の内訳^{7.7)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	36,988	81,544
2.0	Tail group	5 371	11 841
3.0	Body group	53 931	118 898
4.0	Induced environmental protection	39 910	87 987
5.0	Landing and auxiliary systems	14 730	32 474
6.0	Propulsion - ascent	32 460	71 562
6.1	Engine accessories	1 898	4 183
6.2	Propellant systems	3 887	8 570
6.3	Engines (8)	26 675	58 809
7.0	Propulsion - RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion - OMS	1 065	2 347
9.0	Prime power	1 674	3 690
10.0	Electrical conversion and distribution	2 975	6 560
11.0	Hydraulic conversion and distribution	2 903	6 400
12.0	Surface controls	2 449	5 400
13.0	Avionics	2 096	4 622
14.0	Environmental control	1 836	4 048
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	17 393	38 344
Total dry weight		217 994	480 595
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	3 756	8 280
Landing weight		222 949	491 519
22.0	Payload	29 484	65 000
Landing with payload		252 433	556 519
23.0	Residuals	5 897	13 000
25.0	Reserve fluids	5 256	11 587
26.0	Inflight losses	1 612	3 555
27.0	Ascent propellant	1 710 969	3 772 042
28.0	Propellant - RCS	2 114	4 661
29.0	Propellant - OMS	11 998	26 451
GLOW		1 990 279	4 387 815
Takeoff weight		418 640	922 943

図 7.27 IFFの飛行軌跡^{7.7)}表 7.12 コスト見積りに使った関係^{7.7)}

Cost element	Area, m ² (ft ²)	Labor, hr/m ² (hr/ft ²)	Unit cost, \$/m ² (\$/ft ²)	Total cost, \$ Millions
<u>Thermal protection system</u>	4 192 (45 126)			
Design		220 (20)	5 000 (465)	21
Test		530 (49)	12 600 (1 174)	53
Tooling		250 (23)	5 000 (465)	21
Materials & subcontract			4 290 (399)	18
	Weight, kg (lb)	Labor, hr/kg (hr/lb)	Unit Cost, \$/kg (\$/lb)	
<u>Body structure</u>	52 753 (116 299)			
Design		46 (21)	1 100 (499)	58
Test		73 (33)	1 720 (782)	91
Tooling		255 (116)	5 270 (2 390)	278
Materials & subcontract			342 (155)	18
<u>Aerodynamic control surface</u>	28 767 (63 420)			
Design		137 (62)	3 232 (1 466)	93
Test		82 (37)	1 947 (883)	56
Tooling		379 (172)	7 786 (3 432)	224
Materials & subcontract			485 (220)	14

表 7.13 現行技術の延長による SSTO の DDT&E コスト^{7.7)}

Cost element	Dollars in millions			
	VTO	HTO		IFF
		Dry	Wet*	
Program management	\$ 330	\$ 347	\$ 335	\$ 332
Systems engineering and integration	590	619	599	591
Air vehicle design	2317	2491	2380	2441
Ground support equipment	296	296	296	296
Training	172	172	172	172
Systems test and evaluation				
Test hardware†	904	918	875	928
Test operations	390	390	390	390
HTO vehicle design		122	122	
Logistics	45	45	45	45
Facilities	466	756	756	466
Fee	458	483	466	459
Total	\$5968	\$6639	\$6436	\$6120
*LO ₂ in wing †2.5 equivalent air vehicles				

表 7.14 現行技術の延長による SSTO の製造コスト^{7.7)}

Cost element	Dollars in millions			
	VTO	HTO		IFF
		Dry	Wet*	
Structures	\$ 307	\$ 363	\$ 309	\$ 346
Thermal protection	40	42	48	39
Landing gear	22	25	22	39
Propulsion	354	292	291	251
Avionics	101	101	101	101
ECLS	28	28	28	28
Power, hydraulics	149	144	153	150
Final assembly and checkout	197	209	198	195
Sustaining engineering	41	45	41	45
Sustaining tooling	52	56	52	57
Fee	108	115	108	108
Total	\$1399	\$1420	\$1351	\$1359
First article cost	\$ 362	\$ 367	\$ 350	\$ 371
*LO ₂ in wing				

表 7.15 現行技術の延長による SSTO の一飛行当り運行コスト^{7.7)}

	Space Shuttle*		VTO	HTO		IFF
				FY '76 \$		
	FY '72 \$	FY '76 \$	FY '76 \$	Dry	Wet†	FY '76 \$
KSC civil service	0.51	0.67	0.092	0.092	0.092	0.092
Launch operations	2.00	2.75	0.858	0.875	0.815	0.937
Flight operations (JSC)	2.21	2.92	0.703	0.703	0.703	0.703
Refurbishment	0.42	0.55	0.077	0.077	0.077	0.077
Solid rocket booster	3.33	4.40				
External tank	1.75	2.31				
Engines	0.23	0.30	0.210	0.168	0.168	0.168
HTO				0.022	0.022	
Tanker						0.342
Totals	10.45	13.90	1.940	1.937	1.877	2.319

*Control document, JSC 07700, Volume XVI

†LO₂ in wing

但し、LO₂…\$0.08/lb, LH₂…\$1.00/lb

表 7.16 現行技術の延長による SSTO の総合コスト^{7.7)}

	Space Shuttle	VTO	HTO		IFF
			Dry	Wet*	
	FY '76 \$M	FY '76 \$M	FY '76 \$M	FY '76 \$M	FY '76 \$M
DDT&E	5 499	5 968	6 639	6 436	6 120
Production	1 000	1 399	1 420	1 351	1 359
Operations	14 052	3 317	3 312	3 210	3 965
Totals	20 551	10 684	11 371	10 997	11 444

* LO₂ in wing

7.2.2 進歩技術による SSTO

前節にて検討した SSTO は、現在予想される NASA と国防省関係の試験研究費の範囲内で、いわば自然に進展する技術を基にしたものであるが、特定分野に関して特に研究費を増額し、その技術の進展速度を早めれば、ドライ重量の軽減を通じて開発、製造や運行のコストの節約につながる。但しこの場合は、研究投資の増額に対するコスト節約の効果が問題になる。この検討結果が図 7.28、図 7.29 に示される。この図より効果が大きいのは翼およびタンクなどの構造関係である事がわかる。その内容についてみると、翼関係は強度・密度比と弾性係数・密度比の大きな複合材料の開発に努める事、タンク

関係は設計法の改善を通じて軽量化や構造の合理化を図る事、エンジン関係では効率の改善を通じて軽量化を図り更に寿命を延ばす事などがその主眼点となる。

次にこれらの進歩技術によって SSTO の概念設計を行なった場合の改善の様子を検討してみる。進歩技術を採用した項目は表 7.17 に示すものでエンジンは含まれない。但し、表にもある通りプロペラントは三重点状態の LOX/LH₂ を使う事になっており、それぞれの密度は 1304 (kg/m³)/72.1 (kg/m³) となっている。前と同様に推進剤質量比を求めると図 7.30 の様に GLOW は大幅に小さくなる事がわかる。

(1) VTO — 機体の主要寸法を図 7.31 に重量配分を

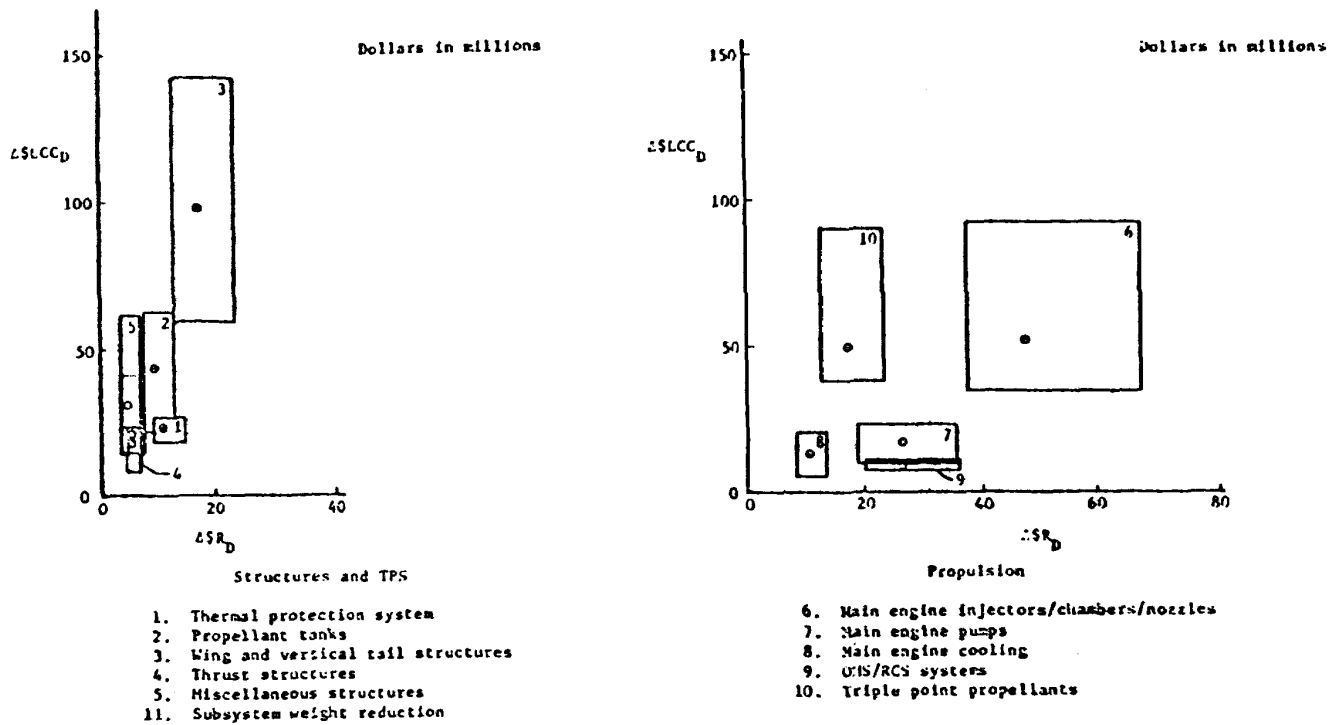


図 7.28 進歩技術のための超過研究投資に対する総合コスト低減の効果^{7.7)}

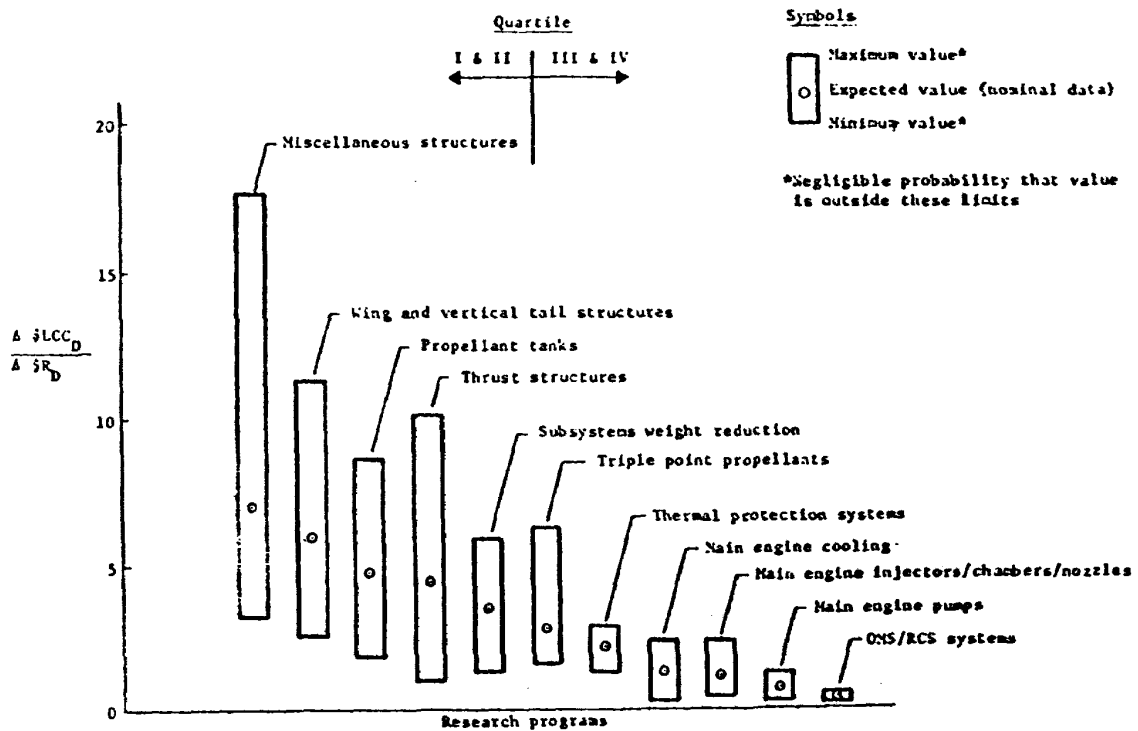


図 7.29 超過研究投資に対する総合コスト低減効果の比較^{7.7)}

表 7.18 に示す。進歩技術の採用により胴体長で 12 % 翼スパンで 24 %, ドライ重量で 31 % 減少している。メイン・エンジンには固定ノズル付を 4 基, 二位置ノズル付を 3 基使用している。

(2) HTO (翼内タンク付) — 機体の主要寸法を図 7.32 に重量配分を表 7.19 に示す。進歩技術の採用により胴体長で 3 %, 翼スパンで 25 %, ドライ重量で 23 % 減少している。メイン・エンジンには固定ノズル付を 2 基, 二位置ノズル付を 3 基使用している。

コストについての結果が表 7.20 に示されるが, 表 7.16 と比較すると, 進歩技術の採用によるドライ重量の軽減により, 総合コストで約 10 % の節約になる事がわかる。

7.3 混合モード SSTO

概要にも述べたように, 混合モード推進の原理は Salkeld により提案されたものであるが, この推進方式を SSTO に応用する事によってかなりのドライ重量の軽減を期待できる。本節ではまず混合モード推進に関する原理を述べ, 次に混合モード SSTO について検討を行なう事にする。

7.3.1 混合モード推進

従来のロケットでは 1 段の内で 1 種類の推進系を使っていたが, これを 1 段の内で 2 種類の推進系を使う事により前者より 1 段当りの速度増分を大きくとれる事が Salkeld により指摘された。すなわちプロペラント・タンク容積 V として, このうち V_1 にモード 1 のプロペラ

ント (平均密度 ρ_1 , 比推力 I_1) を充填し, 残りの容積にモード 2 のプロペラント (平均密度 ρ_2 , 比推力 I_2) を充填すると, 機体のドライ重量を W_i , ペイロード重量を W_p とする時の直列燃焼における速度増分 ΔV は次のように与えられる。

$$\Delta V = g(I_1 \ln r_1 + I_2 \ln r_2) \quad (7.3)$$

ここで,

$$r_1 = \frac{\rho_1 V_1 + \rho_2 (V - V_1) + W_i + W_p}{\rho_2 (V - V_1) + W_i + W_p} \quad (7.4)$$

$$r_2 = \frac{\rho_2 (V - V_1) + W_i + W_p}{W_i + W_p} \quad (7.5)$$

ΔV は V_1 の関数となり, ΔV を極大にする $V_1 (= V_1^*)$ が存在する。

$$V_1^* = \left(\frac{\rho_1 I_1 - \rho_2 I_2}{\rho_2 I_2} \right) \left(\frac{\rho_2 V + W_i + W_p}{\rho_1 - \rho_2} \right) \quad (7.6)$$

そして ΔV の極大値は次の式で与えられる。

表 7.17 進歩技術の採用を決めた項目^{7.7)}

Description

Thermal protection system
Propellant tank structures
Wing and vertical tail structures
Thrust structures
Miscellaneous structures
Triple-point propellants
Subsystems weight reduction
Integration engineering

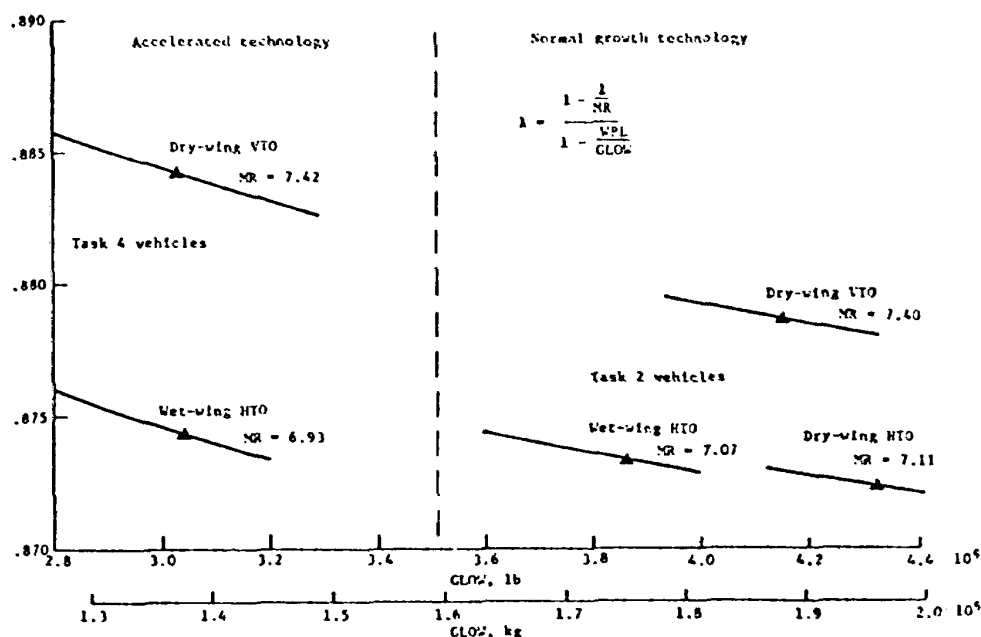


図 7.30 機体重量の選定^{7.7)}

Weight		cg % Ref Length	
Payload	29 484 kg (65 000 lb)		49.02
Dry Weight	134 985 kg (297 588 lb)		
Landing W/O Payload	138 638 kg (305 643 lb)		70.9
Landing with Payload	168 122 kg (370 643 lb)		68.8
Ascent Propellant	1 185 441 kg (2 613 450 lb)		
Gross Liftoff Weight	1 372 710 kg (3 026 308 lb)		69.9

Volumes	
LH ₂ Tank	2137.9 m ³ (75 500 ft ³)
LOX Tank	827.4 m ³ (29 218 ft ³)
Payload, Diameter	4.572 m (15 ft)
Payload, Length	18.288 m (60 ft)
Payload Bay Clear Opening	
Diameter	4.725 m (15.5 ft)
Length	18.517 m (60.75 ft)

Areas	
Body Plan Area	756.7 m ² (8 145 ft ²)
Wing, Theoretical	645.3 m ² (6 946 ft ²)
Wing, Exposed	287.5 m ² (3 094 ft ²)
Elevon	95.9 m ² (1 032 ft ²)
Vertical Tail	112.0 m ² (1 205 ft ²)
Rudder	41.0 m ² (441 ft ²)
Body Wetted Area	2074.5 m ² (22 330 ft ²)

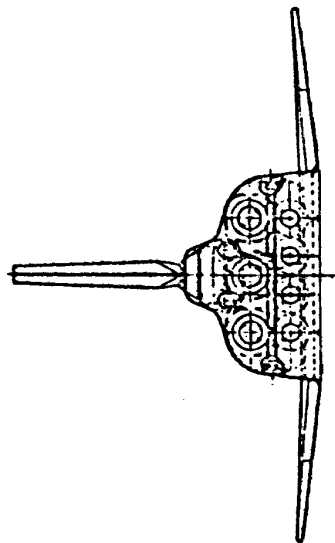
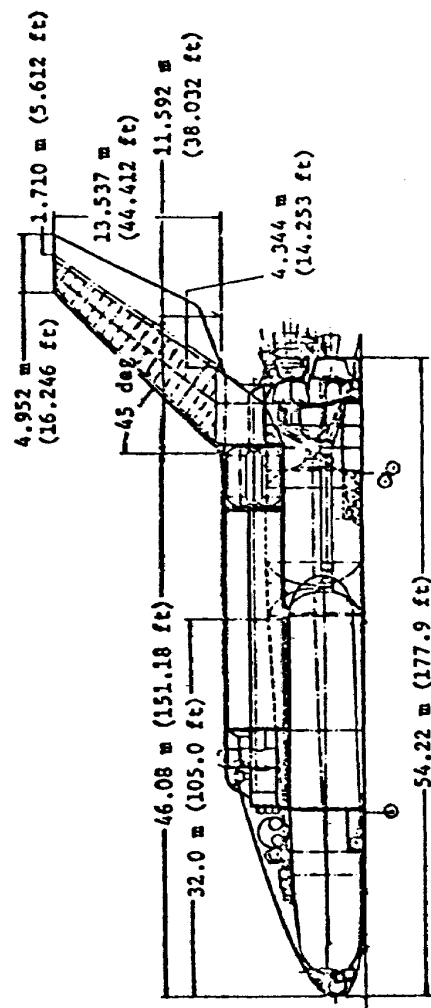
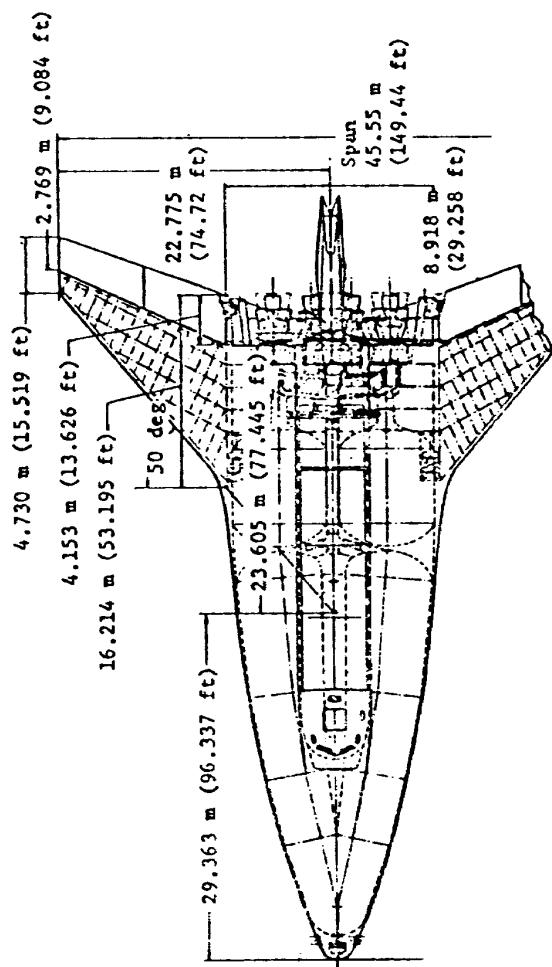


図 7.31 進歩技術による性能向上型 VTO の寸法の略元^{7.7)}

$$(\Delta V)_{\max} = g \left\{ I_1 \ln \left\{ \frac{I_1 (\rho_1 - \rho_2)}{\rho_2 (I_2 - I_1)} \right\} + I_2 \ln \left\{ \frac{\rho_1 (I_2 - I_1) (\rho_2 V + W)}{I_2 W (\rho_1 - \rho_2)} \right\} \right\} \quad (7.7)$$

ここで

$$W = W_i + W_p \quad (7.8)$$

(7.6)式において V_i^* は正の値をとらねばならないので、各モードのプロペラント選択の条件は次のようになる。

$$\rho_1 > \rho_2 \quad (7.9)$$

$$\rho_1 I_1 \geq \rho_2 I_2 \quad (7.10)$$

もしこの不等号を逆にすると ΔV は極小になってしまう。
更に (7.7) 式より次の条件も必要になる。

$$I_2 > I_1 \quad (7.11)$$

そして V_i^* は V より大きくすることはできないので、この条件から機体の大きさとプロペラントとの間に次の関係も必要になる。

$$\rho_1 I_1 < \rho_2 \left[\frac{\rho_1 V}{W} (I_2 - I_1) + I_2 \right] \quad (7.12)$$

表 7.18 進歩技術による性能向上型 VTO の重量の内訳^{7.7)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	8 552	(18 854)
2.0	Tail group	2 316	(5 107)
3.0	Body group	35 388	(78 017)
4.0	Induced environmental protection	30 508	(67 258)
5.0	Landing and auxiliary systems	4 690	(10 339)
6.0	Propulsion ascent	30 097	(66 352)
	6.1 Engine accessories	2 007	(4 424)
	6.2 Feedlines	1 829	(4 032)
	6.3 Engines	26 261	(57 896)
7.0	Propulsion-RCS	1 444	(3 183)
8.0	Propulsion-OMS	1 086	(2 395)
9.0	Prime power	1 674	(3 690)
10.0	Electrical conversion and distribution	1 509	(3 458)
11.0	Hydraulic conversion and distribution	1 666	(3 672)
12.0	Surface controls	1 656	(3 650)
13.0	Avionics	1 965	(4 333)
14.0	Environmental control	1 721	(3 795)
15.0	Personnel provisions	499	(1 100)
18.0	Payload provisions	270	(595)
19.0	Margin	9 884	(21 790)
Dry weight		134 985	(297 588)
20.0	Personnel	1 199	(2 644)
23.0	Residuals and gases	2 454	(5 411)
Landing weight		138 638	(305 643)
22.0	Payload	29 484	(65 000)
Landing and payload		168 122	(370 643)
23.0	Residuals dumped	4 786	(10 552)
25.0	Reserve fluids	3 464	(7 637)
26.0	Inflight losses	1 613	(3 555)
27.0	Ascent propellant	1 185 441	(2 613 450)
28.0	Propellant-RCS	1 400	(3 086)
29.0	Propellant-OMS	7 886	(17 385)
	GLGW	1 372 710	(3 026 308)

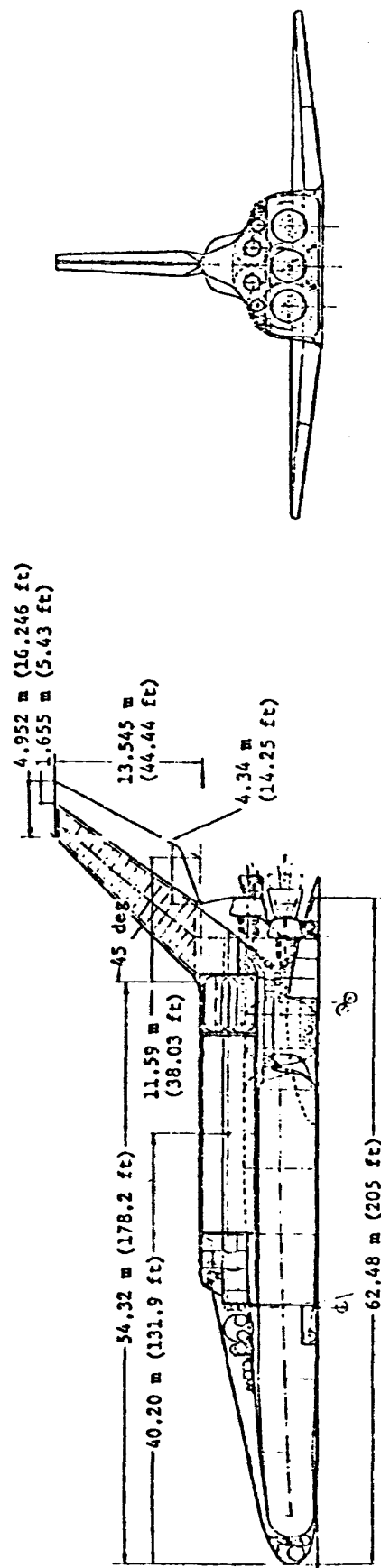
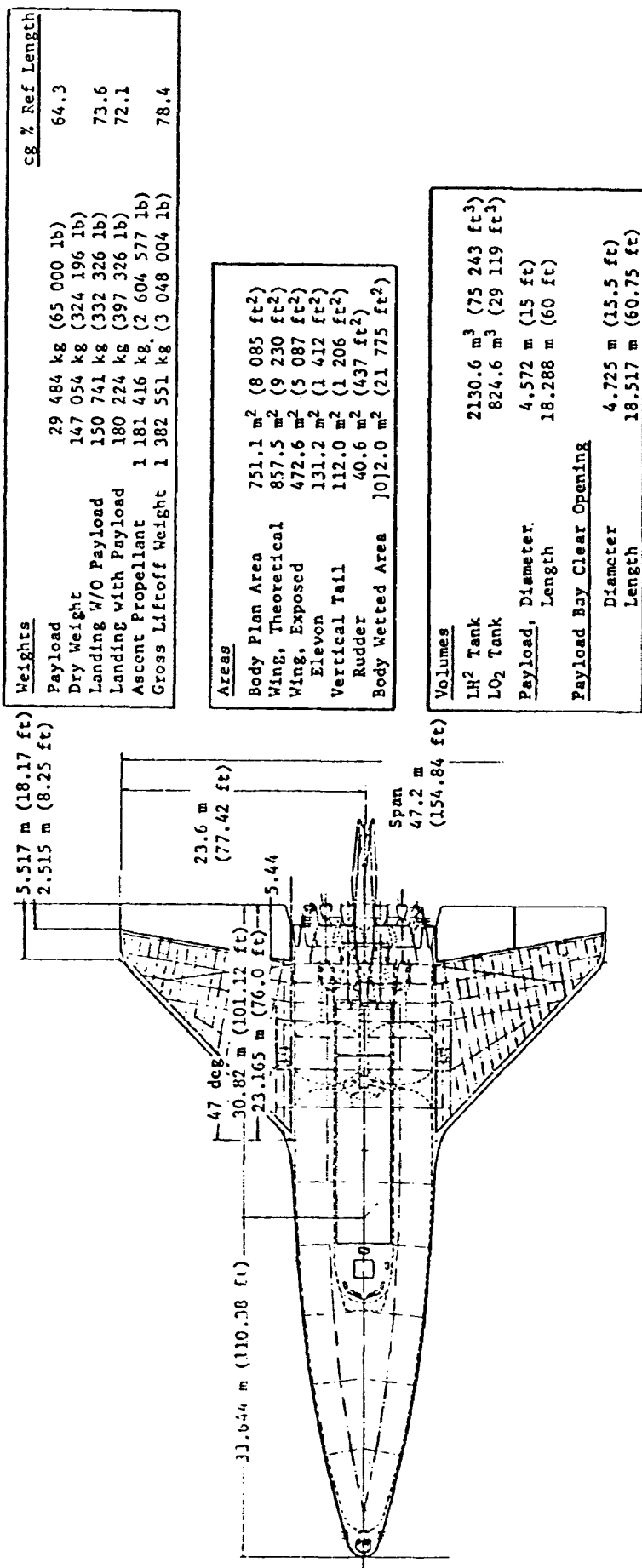


図 7.32 進歩技術による性能向上型HTOの寸法と諸元^{7.7)}

今ある機体を仮定して（例えば図 7.33） dV を求めると図 7.34 の結果を得る。Salkeld らが更に重力と空気抗力を考慮に入れて行なった混合モード推進の解析^{7,9)}によると、重力も空気抗力もない場合にはモード1とモード2の推進を順番に使用した時に最も速度増分が大きい、これらの損失がある場合にはモード切換の時にある時間、モード1推進とモード2推進をオーバーラップさせた方が図 7.35 に示すように良い結果が得ると報告し

ている。図 7.36 はオーバーラップ時間を 50 秒とした時の飛行軌跡例を示す。

次に混合モード推進の有効性について考えてみる。最初に次のような無次元数を導入する。

$$m = I_2 / I_1 \quad (m > 1) \quad (7.13)$$

$$n = \rho_2 / \rho_1 \quad (0 < n < 1) \quad (7.14)$$

$$\alpha = (\rho_1 I_1) / (\rho_2 I_2) = 1 / (mn) (\alpha > 1) \quad (7.15)$$

$$K = \rho_1 V / W \quad (7.16)$$

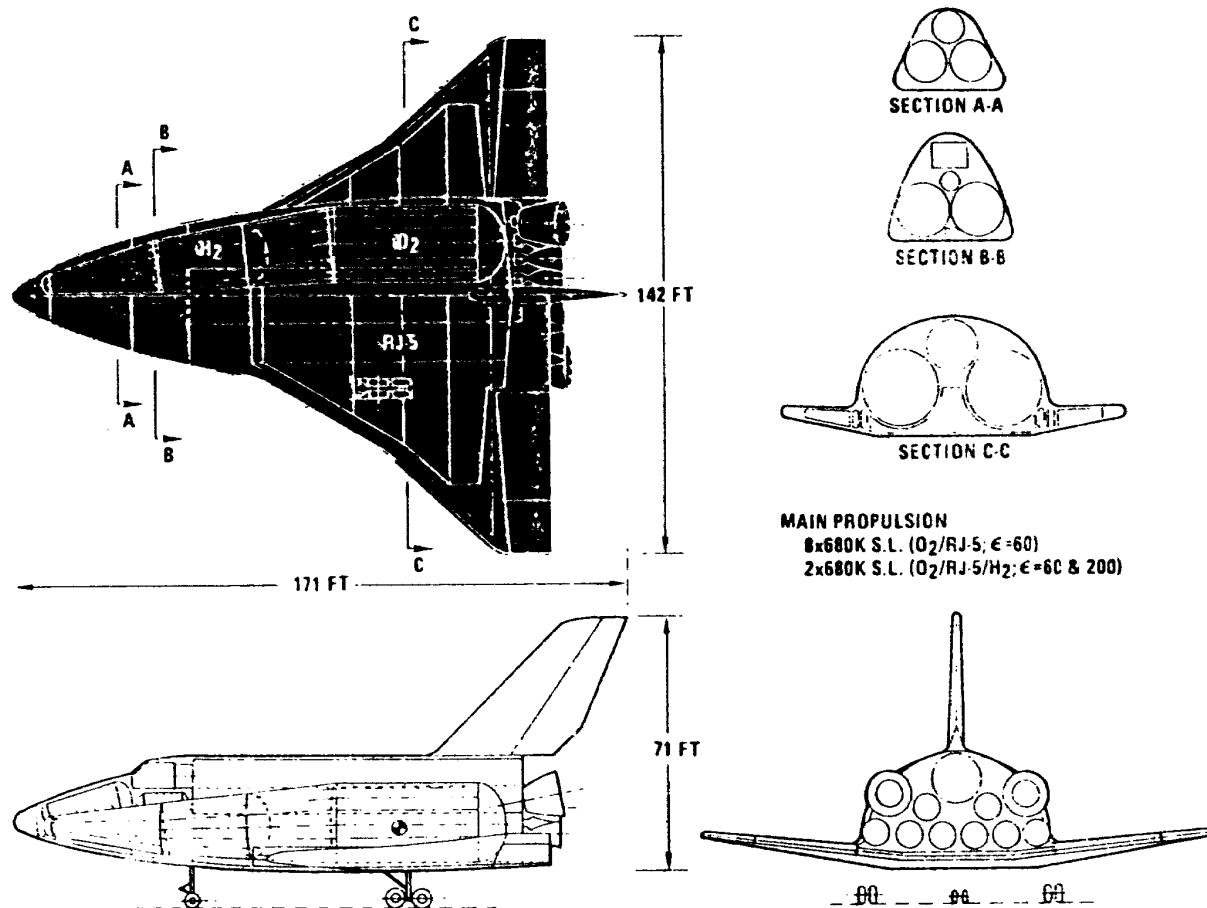
表 7.19 進歩技術による性能向上型 HTO の重量の内訳^{7,7)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	24 097	(53 124)
2.0	Tail group	3 755	(8 279)
3.0	Body group	31 462	(69 362)
4.0	Induced environmental protection	32 540	(71 738)
5.0	Landing and auxiliary systems	5 382	(11 866)
6.0	Propulsion ascent	22 831	(50 333)
	6.1 Engine accessories	1 523	(3 357)
	6.2 Feedlines	1 872	(4 128)
	6.3 Engines	19 436	(42 848)
7.0	Propulsion-RCS	1 444	(3 183)
8.0	Propulsion-OMS	1 080	(2 381)
9.0	Prime power	1 674	(3 690)
10.0	Electrical conversion and distribution	1 849	(4 076)
11.0	Hydraulic conversion and distribution	2 612	(5 758)
12.0	Surface controls	2 271	(5 006)
13.0	Avionics	1 965	(4 333)
14.0	Environmental control	1 721	(3 795)
15.0	Personnel provisions	499	(1 100)
18.0	Payload provisions	270	(595)
19.0	Margin	11 602	(25 577)
Dry weight		147 054	(324 196)
20.0	Personnel	1 199	(2 644)
23.0	Residuals and gases	2 488	(5 486)
Landing weight		150 741	(332 326)
22.0	Payload	29 484	(65 000)
Landing with payload		180 224	(397 326)
23.0	Residuals dumped	5 599	(12 343)
25.0	Reserve fluids	3 721	(8 204)
26.0	Inflight losses	1 613	(3 555)
27.0	Ascent propellant	1 181 416	(2 604 577)
28.0	Propellant-RCS	1 502	(3 312)
29.0	Propellant-OMS	8 476	(18 687)
GLOW		1 382 551	(3 048 004)
30.0	Sled acceleration propellant	19 751	(43 543)
Gross weight		1 402 302	(3 091 547)

表 7.20 進歩技術による性能向上型 SSTO の総合コスト^{7.7)}

	VTO	HTO
	FY '76 \$M	FY '76 \$M
DDT&E	5 228	5 589
Production	1 118	1 145
Operations	3 305	3 268
Totals	9 711	10 002
First article cost	258	279

MIXED-MODE SINGLE-STAGE SHUTTLE: TOWARD LARGE PAYLOADS
 NASA Langley aerodynamic shape.



PARAMETERS	VERSION	REFERENCE	TRIPLE-POINT O ₂ (EXTRA RJ-5 TANKS) (ALONGSIDE P/L BAY)	O ₂ /H ₂ TANKAGE IN P/L BAY	TRIPLE-PT. O ₂ & O ₂ /H ₂ IN P/L BAY
MAIN PROPULSION O ₂ /RJ-5 ENGINES O ₂ /RJ-5/H ₂ ENGINES		8x680K _L , €=60 2x588 _{VAC} , €=60/200	8x680K _L , €=60 2x588 _{VAC} , €=60, 200	8x680K _L , €=60 3x588 _{VAC} , €=60, 200	9x680K _L , €=60 3x588 _{VAC} , €=60, 200
GROSS LIFTOFF WEIGHT, ^a LB		4,986,100	5,767,400	5,424,300	6,231,600
DRY WEIGHT, LB		366,100	382,300	394,000	410,000
CARGO, LB ^b 100 NM/POLAR 100 NM/28.5°		40,000 80,000	75,000 125,000	80,000 130,000	120,000 180,000

^a100 NM/POLAR ^b3-g LIMIT

図 7.33 混合モード SSTO の一例^{7.2)}

すると直列燃焼（オーバーラップ無）における最大速度増分は（7.17）式で表わされる。

$$(\Delta V)_{\max} = g I_1 \ln F \quad (7.17)$$

ここで

$$F = \left(\frac{m-1}{m\alpha-1} \right)^{m-1} \left(\alpha + \frac{k}{m} \right)^m \quad (7.18)$$

V_1^* は（7.19）式に書換えられる。

$$\frac{V_1^*}{V} = \left(\frac{\alpha-1}{m\alpha-1} \right) \left(1 + \frac{m\alpha}{k} \right) \quad (7.19)$$

ところで $0 \leq (V_1^*/V) \leq 1$ でなければならないが、これより

$$1 \leq \alpha \leq \left(1 - \frac{1}{m} \right) k + 1 \quad (7.20)$$

ところで（7.17）式は F の単調関数であるが、 $\partial F / \partial \alpha = 0$ を求めるとその時の α^* は次式で与えられる。

$$\alpha^* = \left(1 - \frac{1}{m} \right) k + 1 \quad (7.21)$$

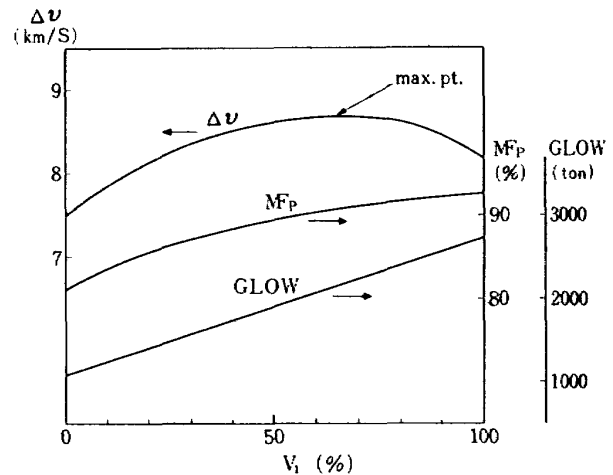
従って（7.20）式で示される α の範囲でのみ混合モード推進が有効であり、しかも $\alpha = \alpha^*$ となるように各モードのプロペラントを選べると、常に $V_1^*/V = 1$ でしかも $(\Delta V)_{\max}$ が極値をとる事がわかる。更に $\alpha = 1$ と、 $\alpha = \alpha^*$ に対応する F を求めるとそれぞれ次式で与えられる。

$$\alpha = 1 \quad (V_1^*/V = 0) ; F_1 = \left(1 + \frac{k}{m} \right)^m \quad (7.22)$$

$$\alpha = \alpha^* \quad (V_1^*/V = 1) ; F_2 = 1 + k \quad (7.23)$$

（7.20）の範囲で F は単調関数であり、しかも $F_1 > F_2$

である。これらの様子をわかりやすく図 7.37 および図 7.38 に示す。すなわち図 7.37 より α が（7.20）式の等号条件では混合モード推進の意味がなく単一モード推進と同じ事になる。又 $\alpha (= \rho_1 I_1 / \rho_2 I_2)$ ははできるだけ 1 に近い事が望ましい事がわかる。図 7.38 より $m (= I_2 / I_1)$ ははできるだけ大きい方がよい事がわかる。更に（7.



PR. VOL. (m³) 2266

DRY. WT. (ton) 166

CARGO. WT. (ton) 36

ΔU ; ideal velocity gain

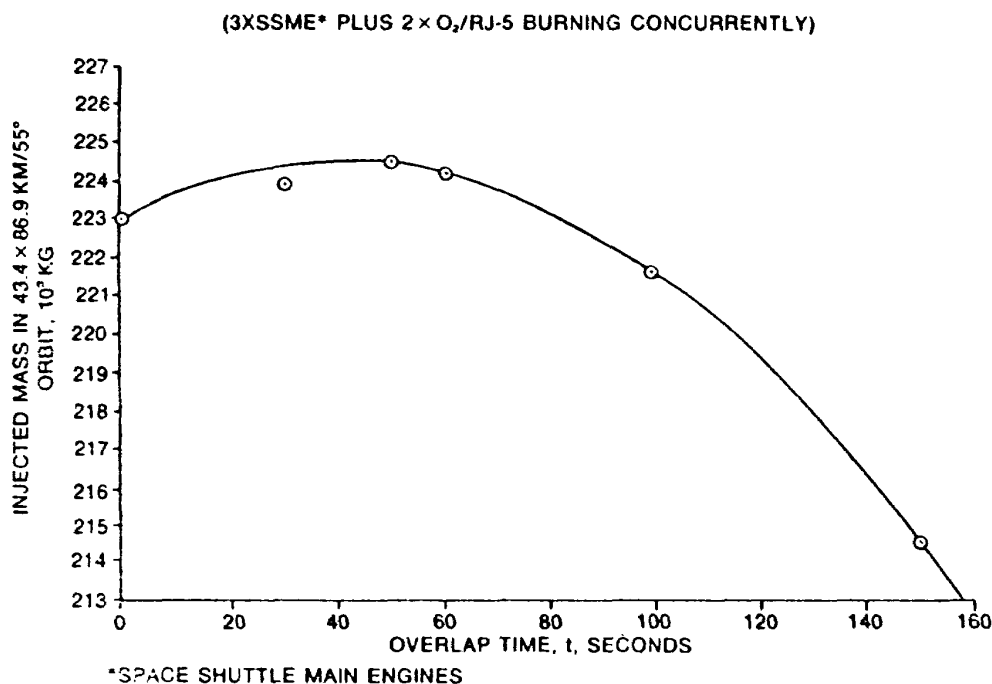
MF_p ; Propellant mass fraction

GLOW ; gross lift off weight

mode 1 : LOX/RJ 5 $\rho_1 = 1120 \text{ kg/m}^3$ $I_1 = 320 \text{ sec}$

mode 2 : LOX/LH₂ $\rho_2 = 378 \text{ kg/m}^3$ $I_2 = 462 \text{ sec}$

図 7.34 2モード推進による理想到達速度の一例^{7.2)}

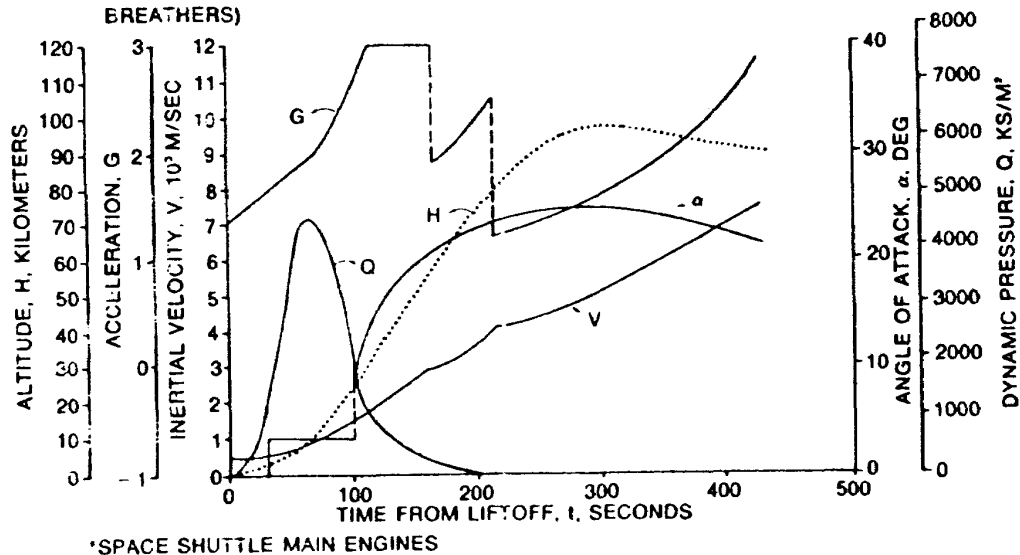
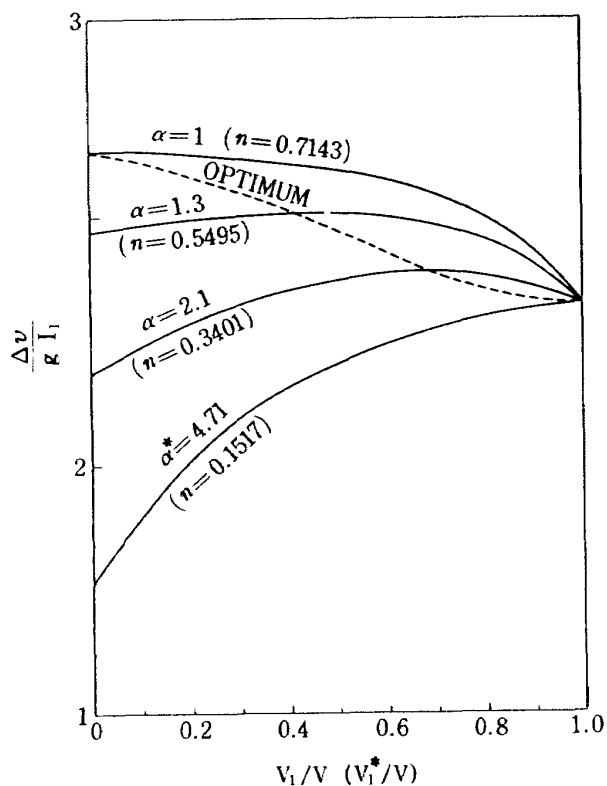


*SPACE SHUTTLE MAIN ENGINES

図 7.35 モード1とモード2のオーバー・ラップ時間の効果^{7.9)}

(3 × SSME* PLUS 2 × O₂/RJ-5 OVERLAPPING FOR 50 SEC)

PROPELLANTS: O₂/RJ-5/H₂ (VACUUM $\dot{I}_{sp} = 341$ SEC, 459 SEC)
 GLOW: 2.20 MILLION KG ($V = 2380$ M²; $V_1/V = 0.61$)
 INJECTED MASS IN 43.4 × 86.9 KM/55° ORBIT: 225,000 KG
 PAYLOAD TO 311 KM/55° ORBIT (& RETURN): 16,000 KG (W/AIR-BREATHERS)

図 7.36 オーバー・ラップ時間 50 秒の場合の飛行軌跡^{7,9)}

$$K = \frac{\rho_1 V}{W} = 13$$

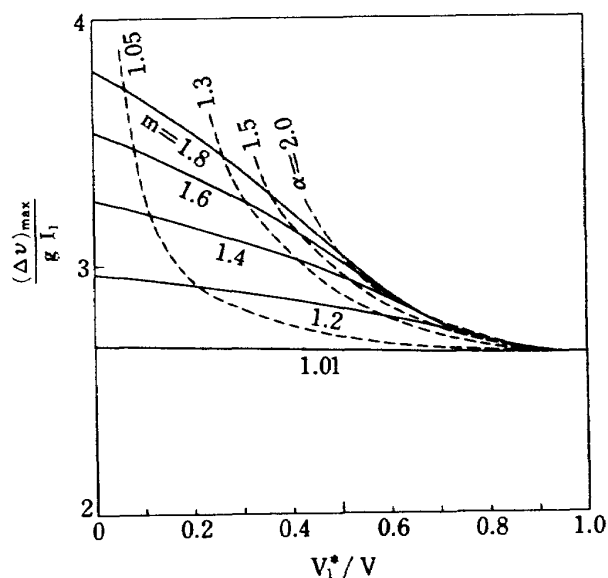
$$m = \frac{I_2}{I_1} = 1.4$$

$$n = \frac{\rho_2}{\rho_1}$$

$$\alpha = \frac{1}{m \cdot n}$$

($\alpha = 2.1$ は Mode 1 ; LOX/RJ 5)
 Mode 2 ; LOX/LH₂ に相当)

図 7.37 2 モード推進の有効範囲の一例



$$K = \rho_1 V / W = 13$$

$$m = I_2 / I_1$$

$$n = \rho_2 / \rho_1$$

$$\alpha = 1 / (m - n)$$

図 7.38 2 モード推進に及ぼすプロペラントの影響

17) 式と図 7.39 より $k (= \rho_1 V/W)$ も大きい方がよい事がわかる。従って直列燃焼の混合モード推進を考慮する時には、機体は $\rho_1 V/W$ を大きくとるようにし、プロペラント選択に当ってはモード1に $\rho_1 I_1$ が大きくとれるように選び、モード2にあっては上記の制限内で $\rho_2 I_2$ が $\rho_1 I_1$ に近くなるように選ぶ必要がある。図 7.40 には各種プロペラントの比推力を、図 7.41 には密度比推力を示した。但し、比推力には燃焼圧を 70 kg/cm^2 (7 MPa) とした海面上の最適膨張時の値をとっている。これらの中から前記の条件を満足させるように組合せを考えれば良いが、スペース・シャトルのプロペラントとして考えると、前記以外の制限を受ける事になる。すなわち貨客の大量輸送、輸送回数の増加に伴う発射基地の大規模化を考えると、乗員と旅客に対する安全性、環境汚染と公害の問題、メンテナンスとプロペラントのコストなどの条件が付加される。これらの点を考慮に入れると、酸化剤には酸素、燃料には水素とケロシンが候補の筆頭になる。これらのプロペラントは毒性の心配がなく、貯蔵に際しても安定である。

以上は直列燃焼の場合を主に考えたが、並列燃焼についても簡単に触れてみる事にする。並列燃焼の場合は、発射する際にモード1エンジンとモード2エンジンの両方を使用し、後にモード1エンジンを停止するものであ

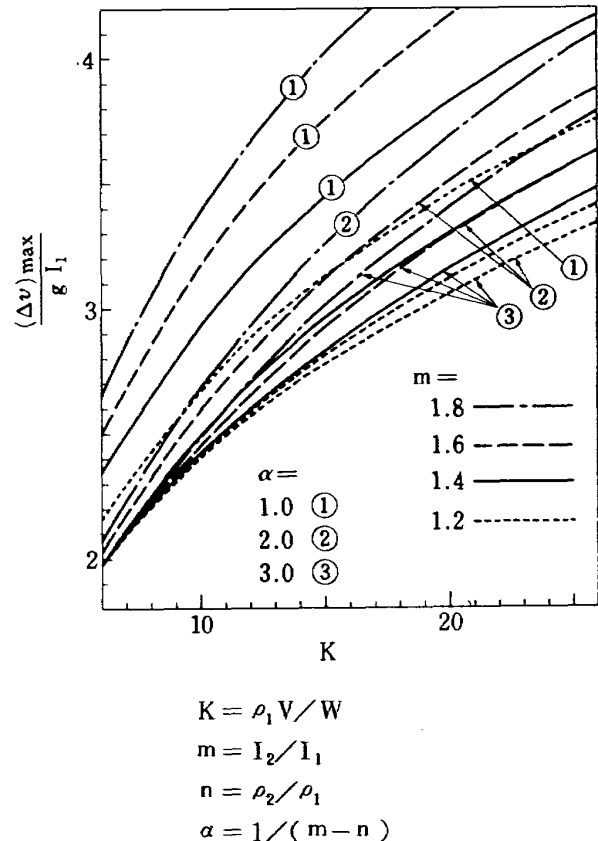


図 7.39 2モード推進における各パラメータの影響

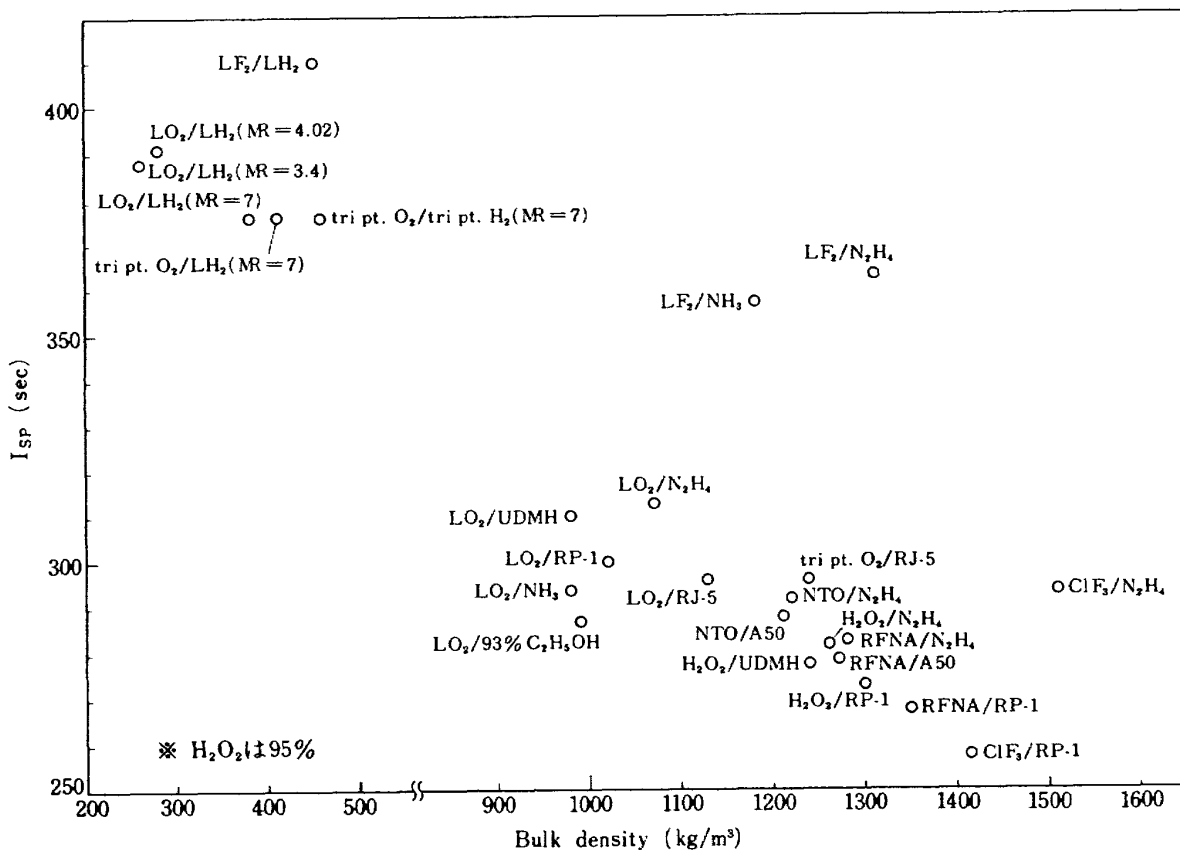


図 7.40 各種プロペラントの比推力

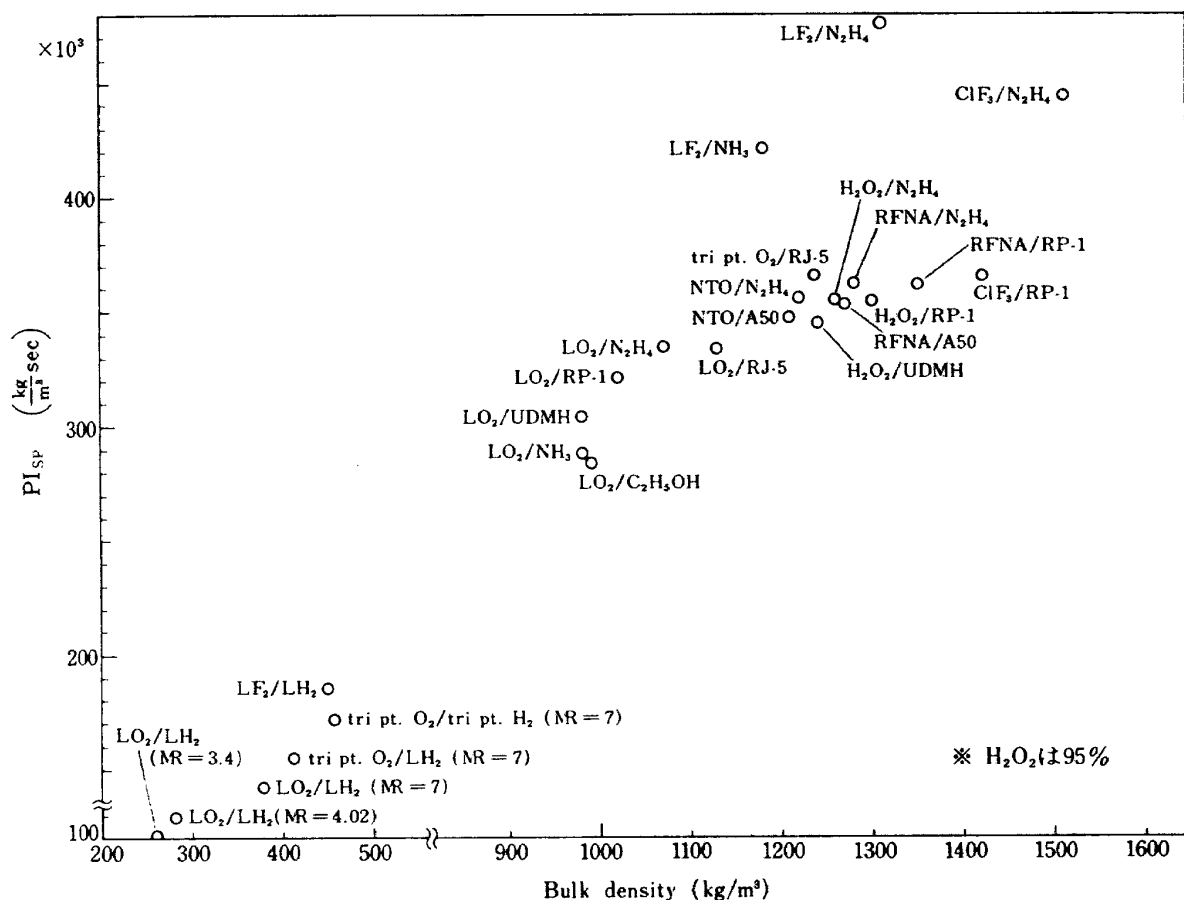


図 7.41 各種プロペラントの密度比推力

る。今、各エンジンの推力を F_1 , F_2 とし、並列燃焼時に消費するプロペラントの容積を V_{p1} , V_{p2} とし、この和を V_p とすると、次の関係が成立する。

$$\left(\frac{F_2}{F_1}\right)\left(\frac{I_1}{I_2}\right)\left(\frac{\rho_1}{\rho_2}\right) = \frac{V_{p2}}{V_{p1}} = \frac{V_p - V_{p1}}{V_{p1}} = \frac{1 - V_{p1}/V_p}{V_{p1}/V_p} \quad (7.24)$$

並列燃焼時の平均の密度、比推力は次のようになる。

$$\rho_p = \frac{\rho_1 V_{p1} + \rho_2 V_{p2}}{V_p} \quad (7.25)$$

$$I_p = \frac{\rho_1 I_1 V_{p1} + \rho_2 I_2 V_{p2}}{\rho_p V_p} \quad (7.26)$$

$$\rho_p I_p = \frac{\rho_1 I_1 V_{p1} + \rho_2 I_2 V_{p2}}{V_p} \quad (7.27)$$

新しい無次元数 i' を導入すると(7.25)～(7.27)式は前出の m , n を用いて次のようになる。

$$i' = \frac{V_{p1}}{V_p} \quad (7.28)$$

$$\rho_p = \rho_1 \{ i' + n(1 - i') \} \quad (7.29)$$

$$I_p = I_1 \frac{i' + m \cdot n(1 - i')}{i' + n(1 - i')} \quad (7.30)$$

$$\rho_p I_p = \rho_1 I_1 \{ i' + m \cdot n(1 - i') \} \quad (7.31)$$

更に次の無次元数を導入する。

$$m' = \frac{I_2}{I_p}, \quad n' = \frac{\rho_2}{\rho_p}, \quad k' = \frac{\rho_m V}{W}, \quad \alpha' = \frac{1}{m' n'} \quad (7.32)$$

これらの無次元数は前出の m , n , α , k を使って次のように書換えられる。

$$m' = \frac{mn/n'}{(1 - mn)i' + mn} \quad (7.33)$$

$$n' = \frac{n}{(1 - n)i' + n} \quad (7.34)$$

$$k' = \frac{nk}{n'} \quad (7.35)$$

$$\alpha' = \frac{i' + mn(1 - i')}{mn} \quad (7.36)$$

これらの値を(7.18)および(7.19)式の m , n , α , k のかわりに代入すれば、直列燃焼の場合と同様に(V_p^* / V)とその時の(ΔV_{\max})が得られる。又次の関係が得られる。

$$(V_p^*/V)_{\text{parallel}} = (V_i^*/V)_{\text{series}} \quad (7.37)$$

重力や抗力を考慮せず更に推力や比推力も変化しない場合について、純粋な直列燃焼と並列燃焼を比較すると直列燃焼の方が秀れている事がわかる。しかし、重力や

抗力による損失を考慮に入れた場合には図 7.35 から類推されるように、それ程大きな差は出てこないという解析もある。^{7,10)} 混合モード推進シャトルの性能を上げるには、 $I_2 > I_1$ の条件でそれぞれのプロペラントの密度比推力を高める事と機体の重量を小さくする事が重要である事は先に述べた。そして望ましいプロペラントの組合せとして、LOX/LH₂ と LOX/ケロシンが候補にあげられた。この制限内で混合モード推進の性能をあげる

には、まだ次のような改善の余地がある。

(1) 密度の増加 — 液体ロケット・エンジン用として従来使用されてきたケロシンは、米国においてはその殆どが RP-1 である。RP-1 の密度は 800 kg/m^3 であるが、これをラム・ジェット用の RJ-5 にすると 35% 増加して 1080 kg/m^3 になり、しかも比推力の変化は僅か 1.5% の低下ですむ。コストに関しては RP-1 より高くなるが、それでも表 7.21 に示すようにヒドラジン

表 7.21 プロペラント・コスト^{7,11)}

Propellant	Current cost, \$/kg (\$/lb)	Estimated 1990 cost, \$/kg (\$/lb)
LH ₂	1.10 (0.50)	3.96 (1.80)
LO ₂	0.059 (0.027)	0.22 (0.10)
MMH	13.24 (6.00)	48.48 (22.00)
N ₂ H ₄	4.40 (2.00)	16.08 (7.30)
RP-1	0.13 (0.06)	0.48 (0.22)
RJ-5	4.40 (2.00)	16.08 (7.30)

Reusable one-stage-to-orbit-and-return VTOHL; ascent propellant volume of 84,000 cu ft.

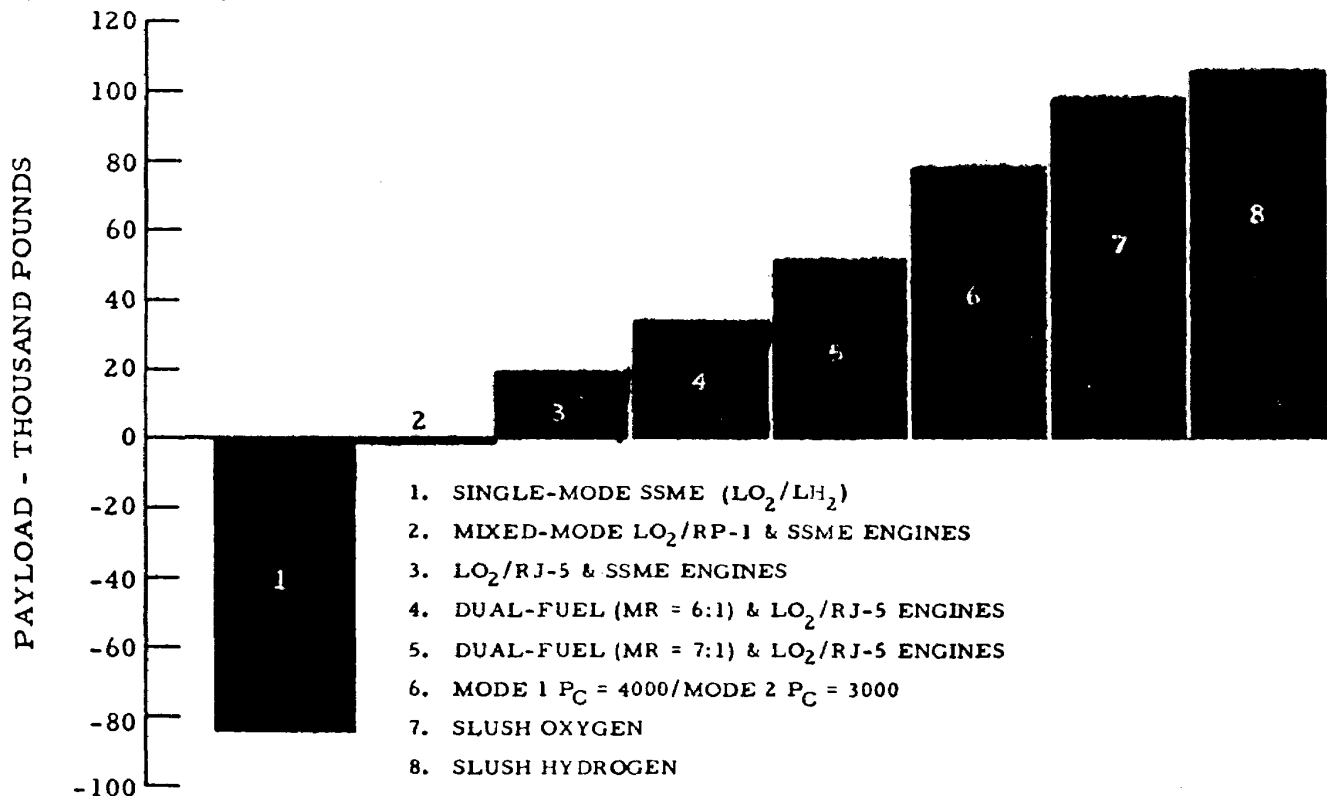


図 7.42 SSTOのペイロードに対する推進系の効果^{7,12)}

程度であり、今後もしシャトル用として生産を増すならコスト引下げの余地がある。この他に三重点の酸素および水素を使用できればかなりの密度の増加を見込める。

(2) エンジン性能の向上 — 第9章で後述するようにエンジンの燃焼圧を上げる事により、重量を増加させずに比推力の向上が期待できる。更に二位置ノズルの使用も有効な手段となろう。直列燃焼においては、二元燃料エンジンを採用する事により機体のドライ重量と底部断面積（空気抗力）の減少を図る事が可能になる。例えば図7.33に示す標準機体の場合、2基の二元燃料エンジンをやめて2基のLOX/RJ-5エンジンと2基のLOX/LH₂エンジンに置換えると超過エンジン重量（約4～5トン）分だけペイロードが減ってしまう事になる。並列燃焼においては、LOX/ケロシン・エンジンの冷却とタービン駆動用に水素を使えるようになるため、通常は（重量）／（推力）が小さくとも比推力損失の大きいガスジェネレータ・サイクルをLOX/ケロシン・エンジンに採用しても、比推力の損失なしに燃焼圧を上げ性能向上を図る事が可能となる。

LOX/ケロシン/LH₂を使用する直列燃焼混合モード単段シャトルにおいて、これらの改善を実行した際に得られるペイロード増加の予想を図7.42に示す。

7.3.2 混合モードSSTOの評価

前節においては主に混合モード推進の原理について考察を行なったが、本節においては第7.2節の単一モードSSTOに対比させて混合モードSSTOに関する技術的素地、概念設計、コストなどについてマーチン・マリエッタ社で行なわれた解析を中心に検討と評価を加えていく事にする。

混合モードSSTOとはいっても、機体の構造、材料およびTPSについては単一モードSSTOと変りないので、結局は推進関係のみの比較になる。まずコストに直接に影響する重量についてみる。一般に機体が大きくなれば、プロペラント重量比の点で有利になり、速度増分を大きくとれるが、混合モード推進では機体のドライ重量とペイロード重量が同じなら単一モード推進より速度増分が大きくなるので、所要の速度増分を得るのに機体を小さくしても同じ重量のペイロードを運ぶ事が可能になる。この機体のドライ重量とGLOWの減少割合を示したのが図7.43である。この図には第7.2節に述べたような技術的基盤を現行技術の延長線上においたものと、特に何項目かを選んで研究費を増額した時の進歩においたものの二つの場合について示してある。これによれば現行技術の延長線の場合の方が混合モード推進の効果は大きく、

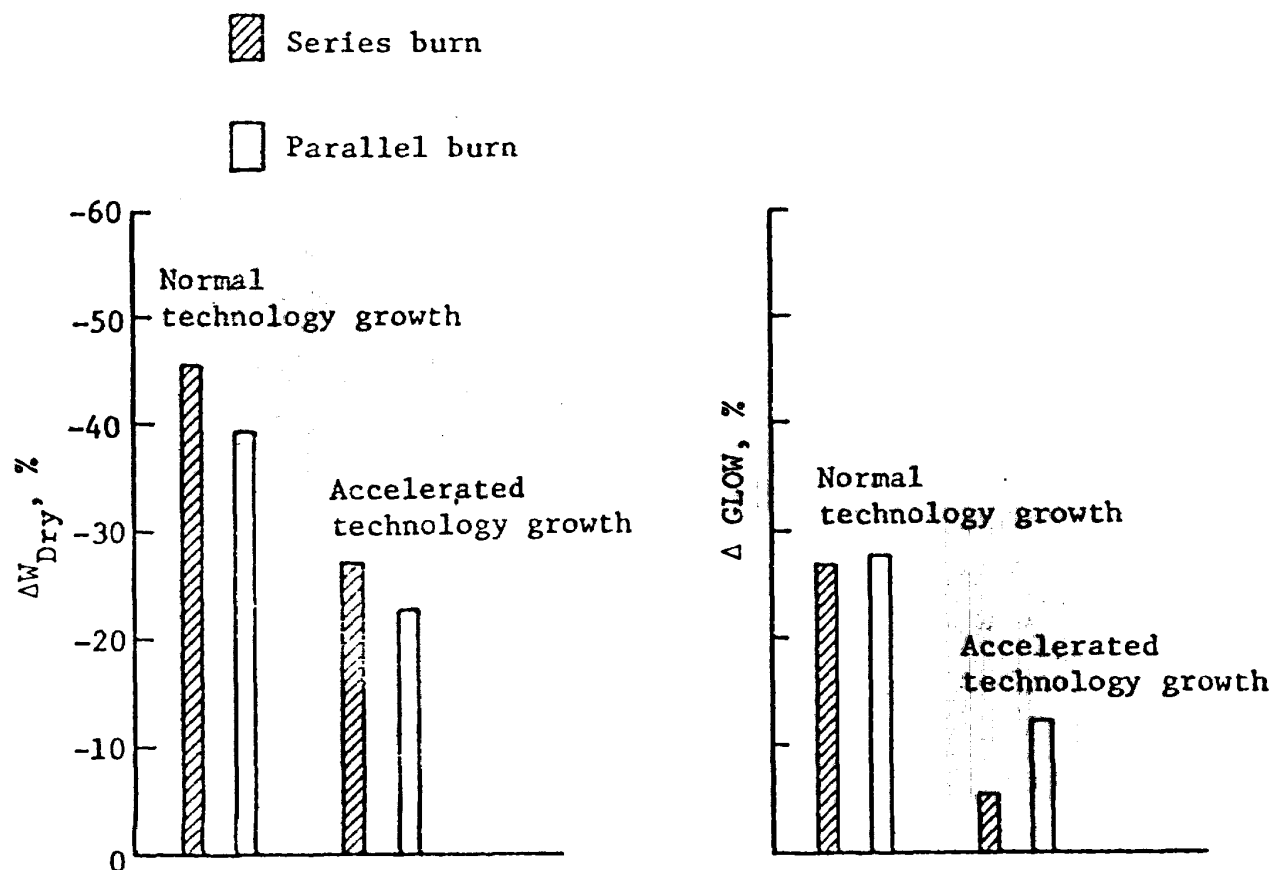


図 7.43 単一モードVTOに対する混合モードVTOのドライ重量低減の効果^{7.8)}

ドライ重量で約40～45%の減少となる。また直列燃焼と並列燃焼を比較すると、ドライ重量では直列燃焼の方が効果が大きく、GLOWでは並列燃焼の方が効果が大きい。混合モード推進関係に増額される研究費に対して、反映される開発、製作、運行等を含むトータル・コスト節約の比は表7.22に示される。これより混合モード推進は進歩技術による機体を使ってもコストに対する研究投資の効果があるが、進歩技術によらない機体ではその効果は更に大きい。後者の効果と機体関係の他の項目の

効果と比較すると、表7.23のように、混合モード推進の効果は三番目にランクされる。なお以上の比較において、モード1の高密度燃焼としてはRP-1が前提となっている。

次に推進系を中心に混合モードSSTOの概念設計例の検討を行なう。比較の対称となる単一モードSSTOは、第7.2.2節の進歩技術によるSSTO(VTO)を更に修正したもので、寸法重量等は図7.44および表7.24に示すように小さくなっている。ペイロード重量は以前と同じ

表 7.22 混合モード推進の研究に必要な超過研究投資に対する総合コスト低減の効果^{7,8)}

Technology level with dual-mode propulsion	Reference vehicle and technology level	Propulsion mode	ΔW_{dry} , kg (pounds)	$\Delta GLOW$, kg (pounds)	$\Delta \$R_D$ \$M	$\Delta \$LCC_D$ \$M	$\frac{\Delta \$LCC_D}{\Delta \R_D}	$\frac{\Delta \$LCC_D}{\Delta \$R_D} - \frac{LCC_D}{R_D}$ \$M	$\frac{LCC_D}{R_D} + \frac{\Delta \$R_D}{\Delta \$R_D}$ \$M
Accelerated technology growth VTO vehicle	Accelerated technology growth VTO vehicle without dual-mode propulsion	Series	- 30 858 (- 68 030)	- 49 895 (- 110 000)	44.3	57 to 135	1.3 to 3.0	12.7 to 90.7	1984 to 2041
		Parallel	- 25 537 (- 56 300)	- 146 057 (- 322 000)	32.8	66	2.0	33.2	2021
"Normal" technology growth vehicle	"Normal" growth without dual-mode propulsion	Series	- 92 899 (-204 808)	- 519 678 (-1 145 695)	44.3	201 to 262	4.5 to 5.9	157 to 218	2082 to 2143
		Parallel	- 79 534 (-175 343)	- 534 193 (-1 177 695)	32.8	174	5.3	141	2159

表 7.23 進歩技術に要する超過研究投資に対する総合コスト低減効果の比較
(混合モード推進用エンジンと他の項目)^{7,8)}

Technology program	$\Delta \$$ (Millions)		
	R_D	LCC_D	$\frac{LCC_D}{R_D}$
Miscellaneous structures	4.5	31	6.9
Wing and tail structures	16.4	98	6.0
Propellant tanks	9.0	43	4.8
Thrust structures	4.5	20	4.4
Subsystems weights	4.8	17	3.5
Subcooled propellants	17.5	49	2.8
Thermal protection systems	10.5	23	2.2
Main engine LO_2/LH_2 propulsion	84.0	81	<1
OMS/RCS propulsion	26.8	9	<1
Main engine dual-mode			
Series	44.3	201 to 262	4.5 to 5.9
Parallel	32.8	174	5.3
Note: All are referenced to normal technology growth VTO vehicle			

29.5 トンである。さて混合モード SSTOに必要な機体の大きさは、原則的には前節における考察と同様にして、求める事ができる。直列燃焼の場合を例にとって考えると、まず各モードのプロペラントを決めておき、モード 1 に対応するタンクの体積比 (V_1/V) 又は速度比 ($4V_1/4V_{\max}$) を決めると、所要速度増分に対する機体のプロペラント・タンク容量と重量の比が定められる。この比と重量との関係がわかれば機体の重量が求められる。実際には飛行軌跡による重力と抗力の影響を考慮して数値計算を行なう必要があるが、基本的にはこの方法でドライ重量と GLOW とが求められ、設計条件としてはこれらのいずれかが最小になるようにモード 1 の比率を選べば良い事になる。これらの手順が図 7.45 に示される。以下に表 7.25 に示すエンジンを利用した並列燃焼と直列燃焼の混合モード SSTO の概念設計例を示す。但し機体は進歩技術を採用したものである。

(1) 並列燃焼 — 寸法を図 7.46 に、重量配分を表 7.26 に示す。胴体長は 45.5 m で単一モード SSTO より 12.5 % 短くなり、ドライ重量で 22.6 % 減少している。エンジンは固定ノズル ($\epsilon = 55$) の LOX/RP-1 エンジンが 4 基、二位置ノズル ($\epsilon = 55/200$) の LOX/LH₂ エン

ジンが 4 基使用されている。RP-1 は翼内に貯蔵される構造である。

(2) 直列燃焼 — 寸法を図 7.47 に重量配分を表 7.27 に示す。単一モードに比較して胴体長で 17.9 %, ドライ重量で 27.2 % 減少している。エンジンは固定ノズル ($\epsilon = 55$) の LOX/RP-1 エンジンと二位置ノズル ($\epsilon = 55/200$) の二元燃料エンジン (LOX/RP-1 / LH₂) が 3 基ずつ使用されている。RP-1 は胴体内タンクと翼内の両方に貯蔵される。

以上の混合モード SSTO に関するコストについて調べてみよう。まず混合モード推進のエンジン実現のために必要な研究費総額は、並列燃焼用が \$ 5380 万 (\$ 200 / \$ として ¥110 億), 直列燃焼用が \$ 7280 万 (¥200 / \$ として ¥146 億) である。^{7,8)} その内容は燃焼器関係は高性能化, 小型軽量化, 長寿命化を達成するための材料, 工作法, エンジン・サイクルの調査, 設計基準の確立である。ポンプ関係は高圧化, 軽量化, 長寿命化を達成するためのキャビテーション対策, タービン冷却技術, ベアリングおよびシールの研究, 材料, 工作法の研究などである。エンジン冷却関係では, 二元燃焼化とポンプの負担軽減 (冷却剤の方が密度の点で, 高圧化が有利) を

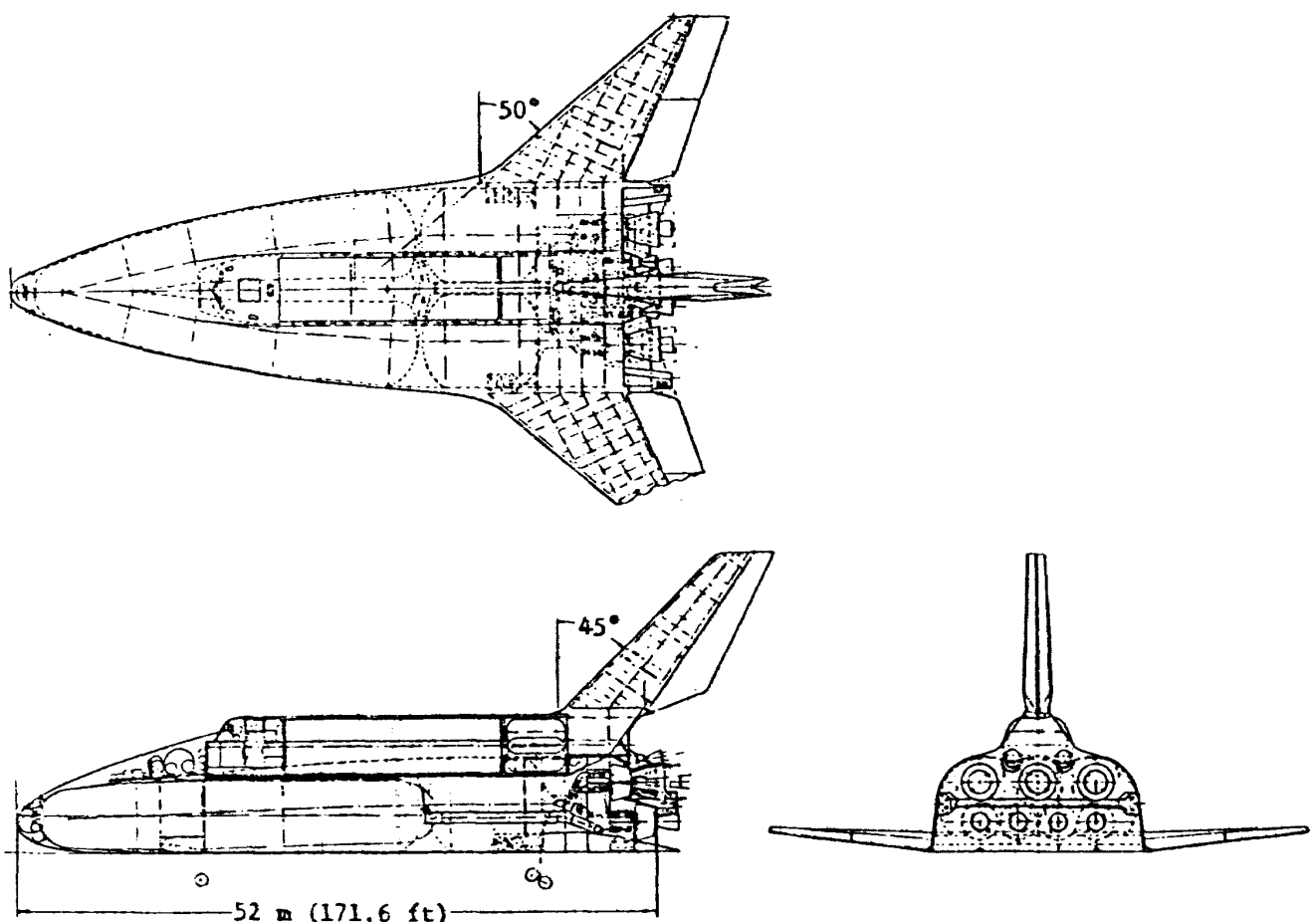


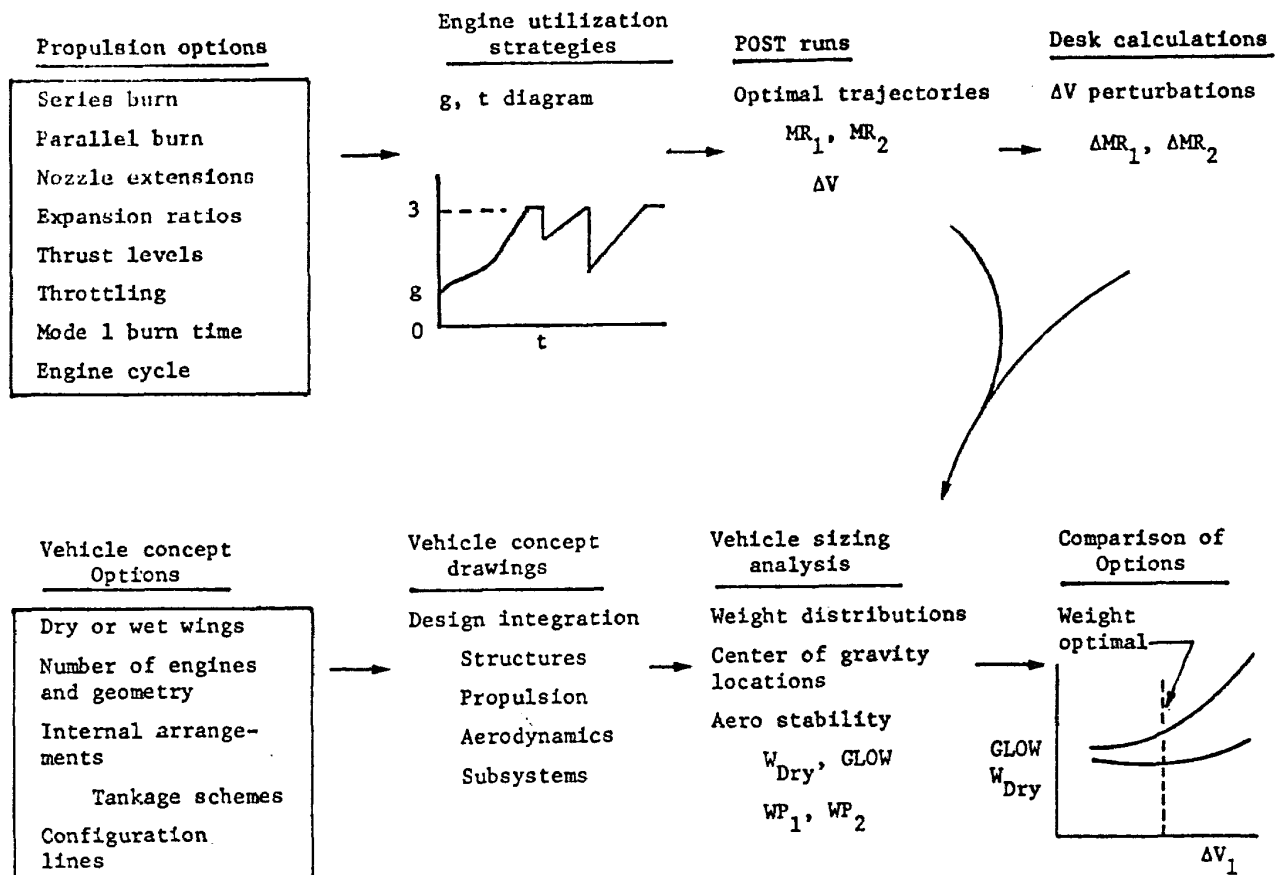
図 7.44 進歩技術による VTO (単一モード推進)^{7,8)}

目指した LOX 冷却案、および長寿命化のために、 LH_2 を含む冷却剤の物性と伝熱特性の研究および材料の研究が含まれる。これらの項目別の研究費内訳が表 7.28 に示される。次に混合モード推進用エンジンの開発と製造のコストを従来型エンジンを基礎として NASA のコスト調査の結果から類推したものを図 7.48 に示す。図中で LH_2 エンジンの開発コストに段差がついているが、これは SSTO 用のエンジンが SSME と同程度の推力の場合には SSME の技術を大幅に利用できるとの考えに基

いたものである。二元燃料エンジンの開発コストは RP-1 エンジンの開発が済んでいる場合を前提にしており、下限は RP-1 エンジンに取付ける LH_2 システムと二位置ノズルの開発のみを行なう場合、上限は更に二元燃料化の後に RP-1 関係の再評価も行なう場合である。SSTO 全体の開発から運行までのトータル・コストの比較を行なうと表 7.29 のようになる。いずれも進歩技術により機体を製作する場合であるが、単一モードに比較して直列燃焼で 7 %、並列燃焼で 4.5 % の減少を示す。

表 7.24 進歩技術による VTO (単一モード) の重量の内訳^{7,8)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	7 049	15 541
2.0	Tail group	1 857	4 094
3.0	Body group	33 441	73 725
4.0	Induced environmental protection	22 366	47 103
5.0	Landing and auxiliary systems	4 211	9 284
6.0	Propulsion ascent	24 623	54 285
6.1	Engine accessories	1 139	2 510
6.2	Feedlines	2 487	5 483
6.3	Engines	20 997	46 292
7.0	Propulsion-RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion-OMS	1 068	2 355
9.0-	Prime power		
10.0	Electrical conversion and distribution	3 050	6 724
11.0	Hydraulic conversion and distribution	1 464	3 228
12.0	Surface controls	1 542	3 400
13.0	Avionics	1 965	4 333
14.0	Environmental control	1 721	3 795
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	8 457	18 645
Dry weight		114 029	251 390
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	2 202	4 854
Landing weight		117 430	258 888
22.0	Payload	29 484	65 000
Landing with payload		146 913	323 888
23.0	Residuals dumped	5 843	12 882
25.0	Reserve fluids	3 014	6 644
26.0	Inflight losses	1 613	3 555
27.0	Ascent propellant	1 041 766	2 296 700
28.0	Propellant-RCS	1 220	2 690
29.0	Propellant-CMS	6 851	15 104
	GLOW	1 207 219	2 661 463

図 7.45 混合モード推進における各モードへの配分の方法^{7,8)}表 7.25 混合モード推進用エンジン諸元^{7,8)}

Nozzle Type	Parallel Burn		Series Burn	
	Mode 1	Mode 2	Mode 1	Dual fuel
Number per vehicle	4	4	3	3
Engine weight - kg (lbm)	1145 (2524)	3062 (6750)	2024 (4463)	3868 (8527)
LO ₂ flow rate - kg/sec (lbm/sec)	385 (848)	392 (865)	574 (1264)	574/407 (1264/897)
Fuel flow rate - kg/sec (lbm/sec)	133 (292)	56 (123)	198 (436)	198/58 (436/128)
Chamber pressure - 10^6 N/m ² (psia)	27.6 (4000)	27.6 (4000)	27.6 (4000)	27.6/20.7 (4000/3000)
Expansion ratio	58.4	55/200	55	55/200
Exit area - m ² (in ²)	1.97 (3047.5)	7.27 (11 277)	2.76 (4281)	10.0 (15 540)
Exit diameter - m (in.)	1.58 (62)	3.04 (120)	1.87 (74)	3.57 (141)
Thrust, SL - 10^3 N (10^3 lbf)	1609 (361)	1754 (394)	2416 (543)	2416 (543)
Thrust, vacuum - 10^3 N (10^3 lbf)	1809 (407)	2050 (461)	2698 (606)	2100 (472)
I_{sp} , SL - sec	317.2	399.0	319.5	319.5
I_{sp} , vacuum - sec	356.5	466.5	356.5	460.5

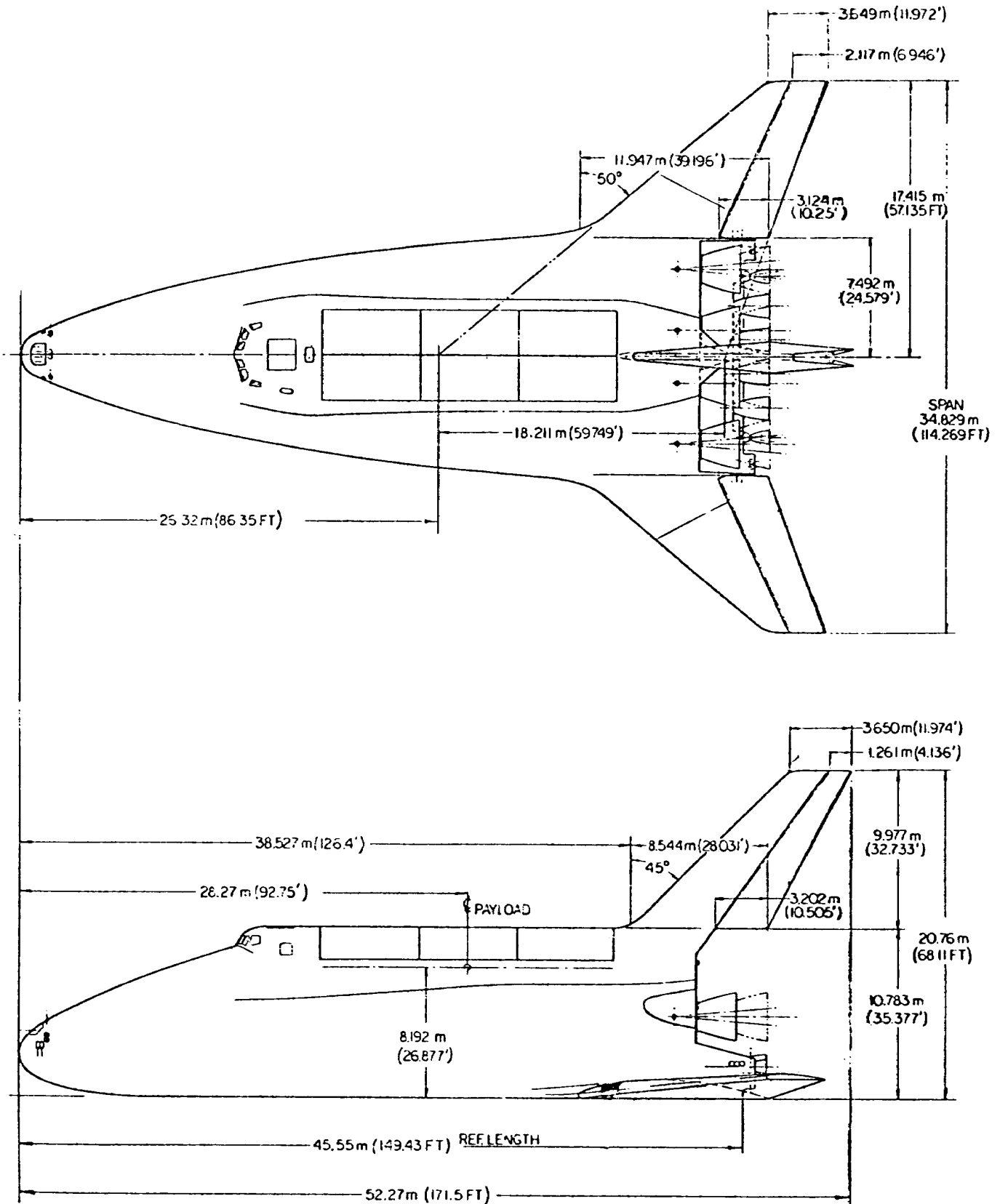


図 7.46 並列燃焼型混合モードVTOの寸法と諸元^{7,8)}

AREAS

BODY PLAN AREA	533.3 m ²	(5,740 FT ²)
WING, THEORETICAL	380.7 m ²	(4,098 FT ²)
WING, EXPOSED	154.8 m ²	(1,666 FT ²)
ELEVON	52.0 m ²	(560 FT ²)
VERTICAL TAIL	60.8 m ²	(655 FT ²)
RUDDER	22.3 m ²	(240 FT ²)
BODY WETTED AREA	1,524.1 m ²	(16,406 FT ²)

VOLUMES

LH ₂ TANK	1,122.8 m ³	(39,652 FT ³)
LOX TANK	610.6 m ³	(21,564 FT ³)
RP-1 TANK	110.3 m ³	(3,894 FT ³)

<u>PAYLOAD.</u> DIAMETER	4.572 m	(15 FT)
LENGTH	18.288 m	(60 FT)

PAYLOAD BAY CLEAR OPENING

DIAMETER	4.725 m	(15.5 FT)
LENGTH	18.517 m	(60.75 FT)

WEIGHTS

			C.G. % REF. LENGTH
PAYLOAD	29,483 kg	(65,000 lb)	62.07
DRY WEIGHT	88,314 kg	(194,700 lb)	
LANDING W/O PAYLOAD	91,334 kg	(201,359 lb)	67.14
LANDING WITH PAYLOAD	120,817 kg	(266,358 lb)	65.90
ASCENT PROPELLANT	923,405 kg	(2,035,760 lb)	
GROSS LIFT-OFF WEIGHT	1,060,929 kg	(2,338,948 lb)	69.26

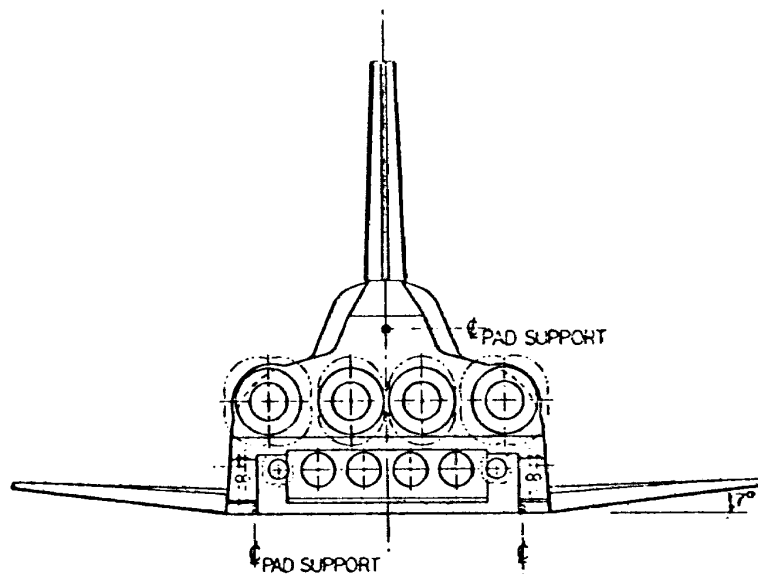


図 7. 46 (続き)

表 7.26 並列燃焼型混合モードVTOの重量の内訳^{7,8)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	4 931	10 872
2.0	Tail group	1 175	2 590
3.0	Body group	24 445	53 893
4.0	Induced environmental protection	15 915	35 087
5.0	Landing and auxiliary systems	3 357	7 401
6.0	Propulsion ascent	20 092	44 296
6.1	Engine accessories	1 048	2 312
6.2	Feedlines	2 216	4 885
6.3	Engines	16 828	37 099
7.0	Propulsion-RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion-OMS	953	2 100
9.0	Prime power		
10.0	Electrical conversion and distribution	2 653	5 849
11.0	Hydraulic conversion and distribution	1 074	2 367
12.0	Surface controls	1 315	2 898
13.0	Avionics	1 965	4 333
14.0	Environmental control	1 721	3 795
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	6 505	14 341
Dry weight		88 314	194 700
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	1 822	4 015
Landing weight		91 335	201 359
22.0	Payload	29 483	65 000
Landing with payload		120 818	266 359
23.0	Residuals dumped	6 057	13 353
25.0	Reserve fluids	2 459	5 421
26.0	Inflight losses	1 613	3 555
27.0	Ascent propellant	923 405	2 035 760
27.1	LH ₂	77 451	170 751
27.2	LO ₂	761 841	1 679 572
27.3	RP-1	84 113	185 437
28.0	Propellant-RCS	999	2 202
29.0	Propellant-OMS	5 578	12 298
	GLOW	1 060 929	2 338 948

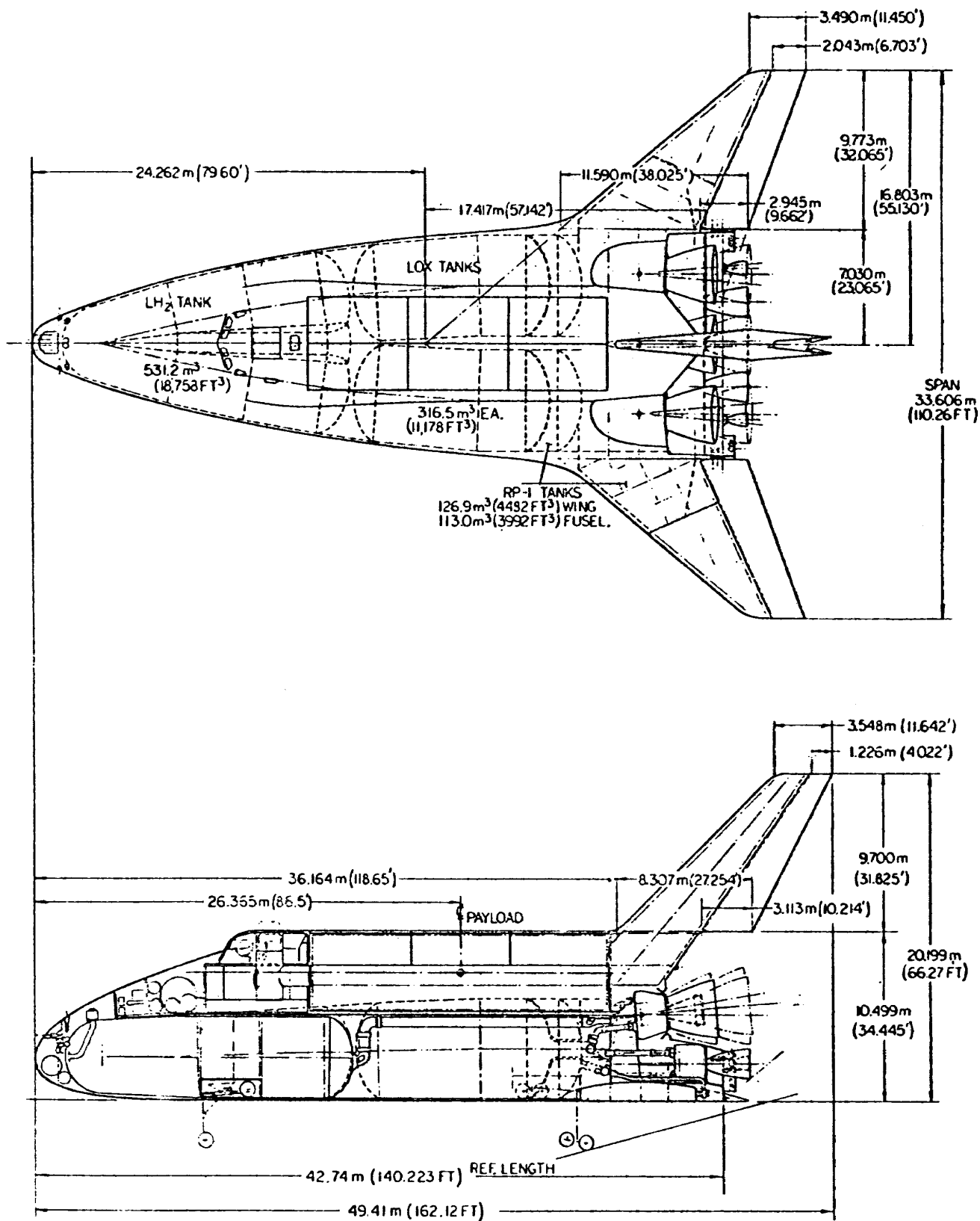


図 7.47 直列燃焼型混合モード VTO の寸法と諸元^{7,8)}

AREAS

BODY PLAN AREA	472.4 m ²	(5,084 FT ²)
WING, THEORETICAL	351.3 m ²	(3,781 FT ²)
WING, EXPOSED	147.4 m ²	(1,586 FT ²)
ELEVON	48.8 m ²	(525 FT ²)
VERTICAL TAIL	57.5 m ²	(619 FT ²)
RUDDER	21.0 m ²	(226.5 FT ²)
BODY WETTED AREA	1,314.4 m ²	(14,148 FT ²)

VOLUMES

LH ₂ TANK	531.2 m ³	(18,758 FT ³)
LOX TANKS	633.0 m ³	(22,356 FT ³)
RP-1 TANKS	239.9 m ³	(8,474 FT ³)

PAYLOAD, DIAMETER	4.572 m	(15 FT)
LENGTH	18.288 m	(60 FT)

PAYLOAD BAY CLEAR OPENING

DIAMETER	4.725 m	(15.5 FT)
LENGTH	18.517 m	(60.75 FT)

WEIGHTS

			C.G. % REF. LENGTH
PAYLOAD	29,483 kg	(65,000 lb)	61.69
DRY WEIGHT	82,994 kg	(182,970 lb)	
LANDING W/O PAYLOAD	85,956 kg	(189,500 lb)	68.00
LANDING WITH PAYLOAD	115,439 kg	(254,500 lb)	66.39
ASCENT PROPELLANT	1,010,401 kg	(2,227,553 lb)	
GROSS LIFT-OFF WEIGHT	1,143,083 kg	(2,520,063 lb)	65.45

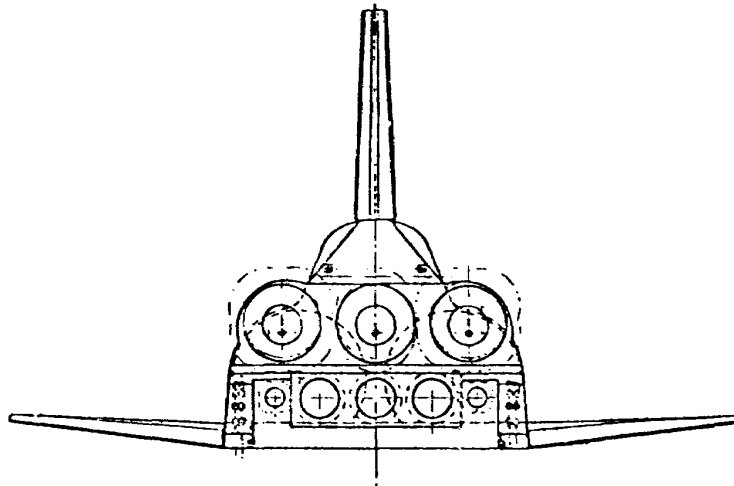


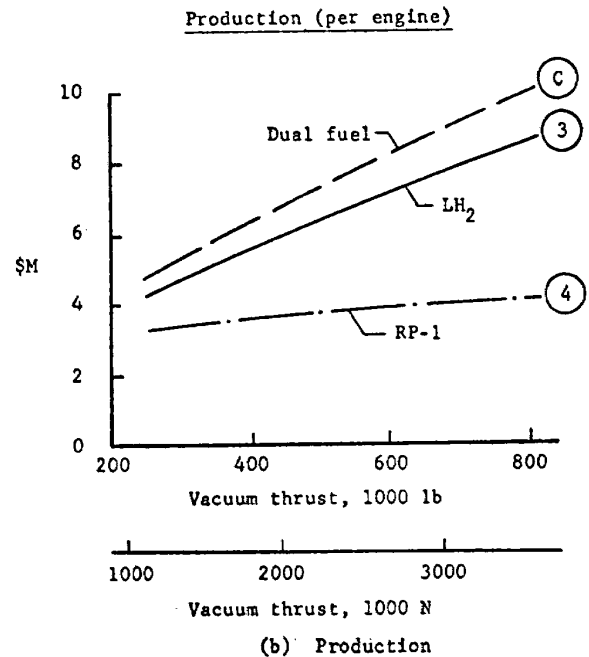
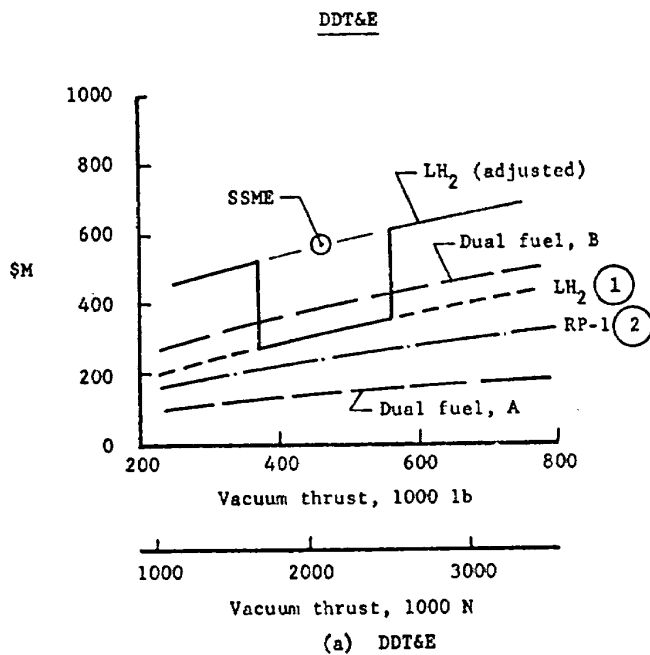
図 7.47 (続き)

表 7.27 直列燃焼型混合モードVTOの重量の内訳^{7,8)}

Code	System	Mass, kg	Weight, pounds
1.0	Wing group	4 433	9 774
2.0	Tail group	1 104	2 433
3.0	Body group	21 858	48 189
4.0	Induced environmental protection	13 844	30 520
5.0	Landing and auxiliary systems	3 194	7 041
6.0	Propulsion ascent	20 982	46 258
6.1	Engine accessories	1 036	2 283
6.2	Feedlines	2 270	5 005
6.3	Engines	17 676	38 970
7.0	Propulsion-RCS	1 444	3 183
8.0	Propulsion-OMS	924	2 038
9.0	Prime power		
10.0	Electrical conversion and distribution	2 561	5 645
11.0	Hydraulic conversion and distribution	992	2 186
12.0	Surface controls	1 263	2 785
13.0	Avionics	1 965	4 333
14.0	Environmental control	1 721	3 795
15.0	Personnel provisions	499	1 100
18.0	Payload provisions	270	595
19.0	Margin	5 940	13 091
	Dry weight	82 994	182 970
20.0	Personnel	1 199	2 644
23.0	Residuals and gases	1 763	3 886
	Landing weight	85 956	189 500
22.0	Payload	29 483	65 000
	Landing with payload	115 439	254 500
23.0	Residuals dumped	7 017	15 469
25.0	Reserve fluids	2 345	5 169
26.0	Inflight losses	1 613	3 555
27.0	Ascent propellant	1 010 401	2 227 553
27.1	LH ₂	36 639	80 775
27.2	LO ₂	789 841	1 741 302
27.3	RP-1	183 921	405 476
28.0	Propellant-RCS	953	2 102
29.0	Propellant-OMS	5 316	11 720
	GLOW	1 143 084	2 520 068

表 7.28 混合モード推進用エンジンの R & T コスト^{7.8)}

	Parallel burn engines		Series burn engines	
	LO ₂ + RP-1	LO ₂ + LH ₂	LO ₂ + RP-1	Dual-fuel
Cooling	\$12.0M	\$7.8M	\$12.0M	\$ 7.8M
Pumps	\$14.0M	None (use SSME technology plus normal growth)	\$14.0M	\$ 5.0M
Injector/Chamber/Nozzles	\$20.0M	None	\$20.0M	\$ 5.0M
Fuel switchover	None	None	None	\$ 9.0M
Totals	\$46.0M	\$7.8M	\$46.0M	\$26.8M
	\$53.8M		\$72.8M	

図 7.48 メイン・エンジン・コスト^{7.8)}表 7.29 総合コストの比較^{7.8)}

Cost Item	Single Mode	Series Burn	Parallel Burn
	FY '76 \$M	FY '76 \$M	FY '76 \$M
DDT&E	5336	5106 to 5367	5280
Production	1125	941	988
Operations	3216	2818	2971
Total	9677	8865 to 9126	9242
First Article Cost	283	239	250

またペイロード単位重量当りの打上げコストは、現行のスペース・シャトルが \$509/kg、単一モード SSTO (VTO) で \$64/kg に対して混合モード SSTO (VTO)

では直列燃焼の場合が \$56/kg、並列燃焼の場合が \$59/kg となり、単一モード SSTO では現行シャトルの 87% 減となり、直列燃焼混合モード SSTO はこれより更に 12.5% 減となる。

7.4 単段シャトルおよびその運用上のバリエーション

今までに述べたシャトルは何れもペイロードとして 29.5 トンを前提にしてきた。しかし、打上げコストが高くなろうとも、より軽量のペイロードを迅速に打上げる必要の生ずる可能性を否定できない。この場合の対応として Salkeld 提案の Sled を用いない HTO シャトル^{7.13)}と空中発射のシャトル^{7.2)}がある。

(1) HTO — これは図 7.49 に示すように全長 37m、

GLOWが644トン、ドライ重量58トン、ペイロード重量6.4トン(傾斜角 28.5° 、20nm軌道)程度であり推進には混合モードを採用したものである。これはどちらかといえばロケット飛行機という概念のもので、長所としては軌道選択の自由度が大きい。飛行場使用の可能性があり、短所としては騒音問題があげられる。技術上の問題として前述のSSTOに特に付加されるものは、降着装置である。というのはGLOWが従来の大型航空機に比較してかなり大きくなるために、その構造強度上の問題とこれに伴う降着装置のドライ重量に占める重量割合の問題が生ずる事である。

(2) 空中発射 — Salkeld 提案によれば図 7.50 に示すようにC5Aまたはこれを双胴型に改造した母機から小型のシャトルを発射するというものである。シャトル本体の概念は図 7.3 に二種類の機体が見られるが、何れも混合モード推進を採用したもので、ペイロード重量は大きい方で5.4トン、小さい方で1.6～2.5トン程度である。空中発射シャトルの長所は既設飛行場の使用が可能になる事、打上げ方向が自由に選べる事などである。

これまで現行のNASAスペース・シャトルのペイロード重量を基にした標準ペイロード29.5トンより小さなペイロードに対するシャトルについて述べたが、逆に標準ペイロード重量より重いペイロード要求のある場合について考えてみる。標準ペイロード重量に対してある標準的なVTOのSSTOが開発されている事を前提にすると、この機体をベースにして以下に述べるような運用を考える事により、新たに大型の機体を開発しなくても、

若干の手直しあるいはローコストな開発を行なうのみで標準ペイロード重量の1.5～3倍までのペイロード要求に対応する事が可能となろう。その基本案は、シャトルの貨物室にプロペラントを搭載してペイロード・コンテナを外部に取付けるものでこれはSalkeldにより提案^{7.2)}されたものであり、この方法によりペイロードを50%増加できるとされている。但し、この方法では帰還時のペイロードは殆ど期待できない。この案を実現するために要する改修は、プロペラント・タンクの配置と配管系の変更およびGLOWの増加を補うためのエンジンの追加である。ベース面積がエンジン追加に問題がある時は、スカート部にエンジン側、機体側ともに何らかの考慮を払う必要がでてこよう。この方法の概念を図 7.51 a に示す。ペイロード単位重量当りの打上げコストは、Salkeldの試算によれば標準的機体を使用する場合に比較して約半分で済むとされている。

次にこの改修基本案の機体を図 7.51 b のようにデュアルで使用すれば、標準ペイロードに対して3倍のペイロードの軌道投入が可能となる。ペイロード単位重量当りの打上げコストは基本案と変りはない。

改修基本案の機体に図 7.51 c のようにフライバック形式のローコスト・ブースタを併用する事も考えられる。これは単段シャトルをオービタとして使用する案であるが、この方法により標準ペイロードに対して3倍程度のペイロードを打上げる事ができる。この案の特徴はローコスト・ブースタの使用という点にある。ローコスト・ブースタ・エンジンに関しては第9章に触れてあるよう

Gross weight, 1,420,000 lb; dry weight, 127,000 lb; payload, 5000 lb in 100-n.mi. polar orbit and 14,000 lb in 200-n.mi. 28.5-deg orbit. NASA-Langley aerodynamic shape modified for swept wing.

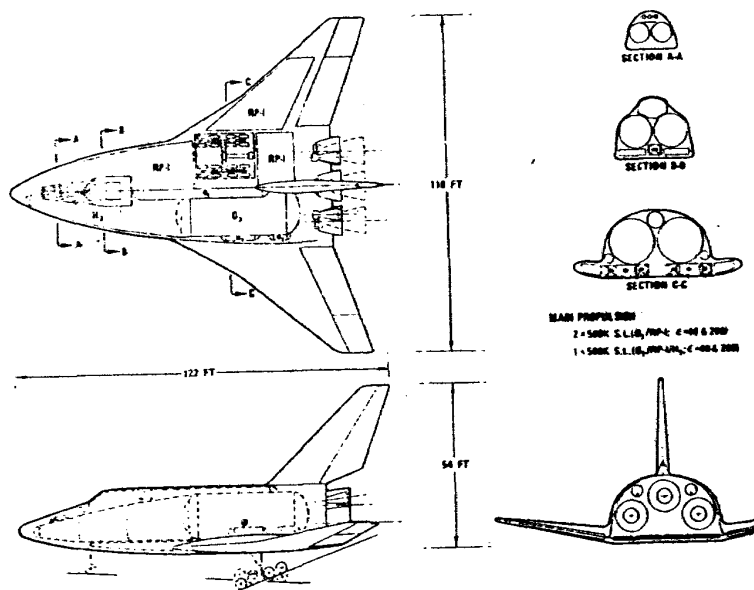


図 7.49 小型HTOの概念(Sledを使用しない)^{7.13)}

に最初TRW社により提案されたものである。その特徴は貯蔵性かつ自燃性のプロペラントを低圧で燃焼させる事によって、システムと燃焼器を単純化する事により開発費と製造費を大幅に節減させるものである。またプロペラントが貯蔵性であるので、予めタンクにプリパッケージが可能となるため整備の作業性も良くなる。ローコスト・ブースタ・エンジンのプロペラントとしてはNTO/A-50が最適であるが、シャトル用としては毒性の点で問題がある。ペイロード単位重量当りの打上げコストに関しては、前記の単段シャトルをデュアルで使用する場合に比較して低くなる事が期待できる。

7.5 あとがき

本章における記述内容の技術的基盤、研究投資およびコスト見積りは、現在の米国の水準を基にしている。単段シャトルの開発にあっては、従来のロケット技術に加えて航空機工業の技術的バックアップも重要な因子となっている。特に本文にも述べたが、より秀れたSSTOの実現のためには、推進系の重要さもさる事ながら機体関係の材料と構造の影響が大きい。米国は世界最大の航空機産業を擁すると共に、既にスペース・シャトルおよびそのメイン・エンジンの開発を間もなく終えようとしている国であり、我国において単段シャトルを計画しよう

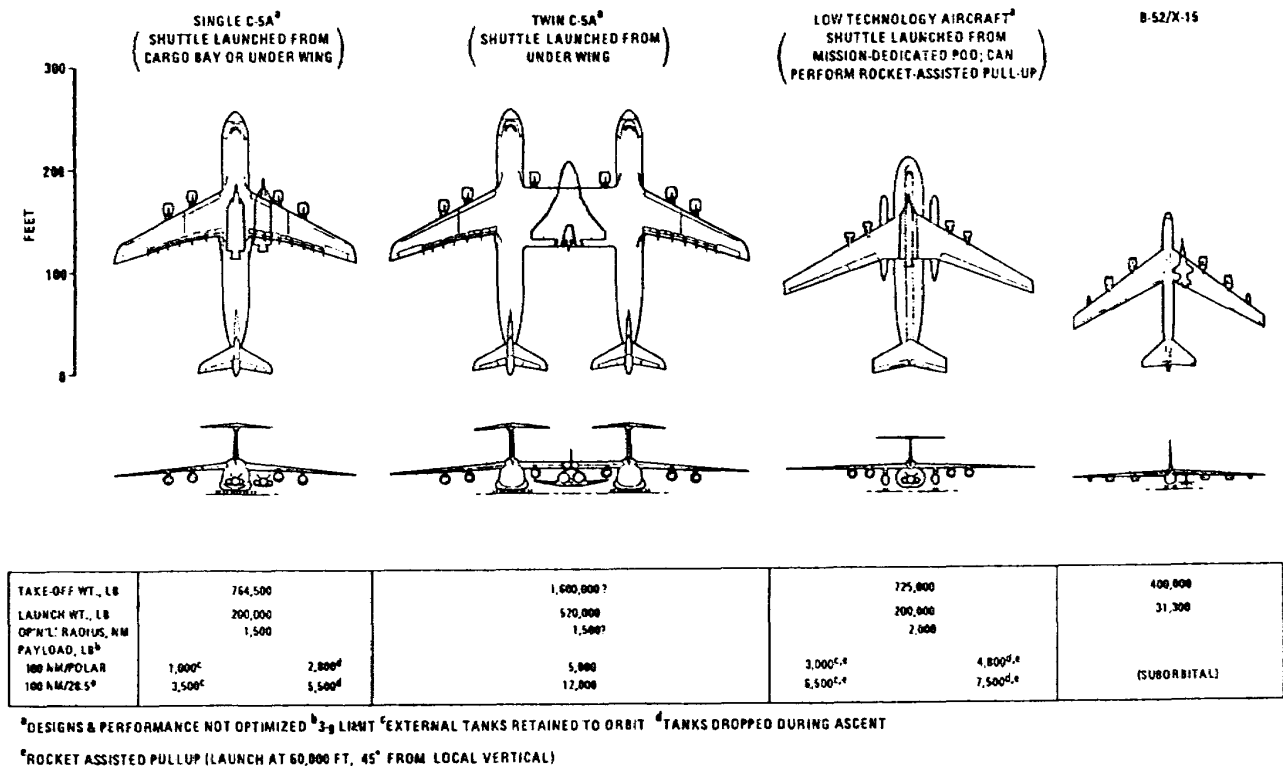


図 7.50 空中発射 SSTO 案^{7.2)}

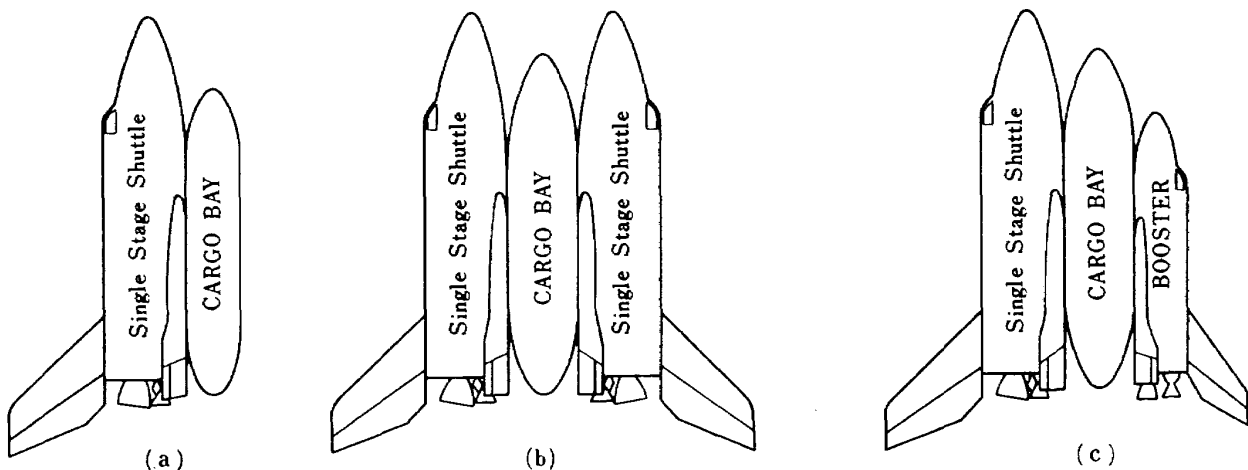


図 7.51 単段シャトルの運用案^{7.2)}

とする場合は、ここに述べた以上の努力を要しよう。特にTPS関係では材料、構造ともに技術水準の違いが著しいと考えられ、今後高性能エンジンと併せて研究に力を注ぐ必要のある分野と思われる。

本文ではいくつかの形式の単段SSTOに触れたが、発射と着陸の方式については我国の国土の事情を十分に考慮に入れる必要があると思われる。即ち、我国においては国土が狭い事から、広大な飛行場建設の立地条件が極めて悪い。従って、水平発射方式を採用しようとする場合は、国外に基地を設ける場合を除いて、人口密集、騒音の問題など多大な困難に直面するものと思われる。その点では第2章に検討されている海上基地構想は一つの有力な解決策と考えられる。そしてこの構想にあわせてシャトル側の問題としては海上に帰還する場合を想定して飛行艇型の機体を検討する事も必要と思われる。幸いにして、我国は飛行艇に関しては世界に誇れる技術を有しており、また帰還地点の天候不良に備えて複数の着水点を設定する事もより安価にできるものと思われる。

本文で触れなかった形式にCCV(Control-Configured-Vehicle)がある。これは翼面積を減少させて重量軽減を図り、これにより失われる空力安定性マージンを亜音速領域においては伸縮自在の小さなカナードにより補償するものである。この方法を採用すると進歩技術を採用したSSTOに対して更に10数%のドライ質量の軽減が可能となる。

7. の参考文献

- 7-1) M. S. Malkin; Space Shuttle/The New Baseline, Astro. & Aero., Jan. 1974, pp. 61 ~ 78
- 7-2) R. Salkeld; Single-Stage Shuttles for Ground Launch and Air Launch, Astro. & Aero., Mar. 1974, pp. 52 ~ 64
- 7-3) R. Salkeld; Mixed-Mode Propulsion for the Space Shuttle, Astro. & Aero., Aug. 1971, pp. 52 ~ 58
- 7-4) R. Salkeld; Mixed-Mode Propulsion: Optimum Burn Profile for Two-Mode Systems, J. Spacecraft, Vol. 9, No. 6, June 1972, pp. 475 ~ 476
- 7-5) R. Salkeld; Reusable One-Stage-to-Orbit Shuttles: Brightening Prospects, Astro. & Aero., June 1973, pp. 48 ~ 58
- 7-6) 森 英彦・稲田伊彦, スペース・シャトルに関する調査/第11章単段シャトル, 航空宇宙学会誌,
- 7-7) R. C. Haefeli, E. G. Littler, J. B. Hurley and M. G. Winter; Technology Requirements for Advanced Earth-Orbital Transportation Systems - Final Report, NASA CR-2866, Oct. 1977
- 7-8) R. C. Haefeli, E. G. Littler, J. B. Hurley and M. G. Winter; Technology Requirements for Advanced Earth-Orbital Transportation Systems, Dual-Mode Propulsion, NASA CR-2868, Oct. 1977
- 7-9) R. Salkeld and R. S. Skulsky; Mixed-Mode Propulsion: Optimum Burn Profile Accounting for Gravity and Drag, Acta Astro., Vol. 4, 1977, pp. 865 ~ 874
- 7-10) B. Z. Henry and J. P. Decker; Future Earth Orbit Transportation Systems/Technology Implications, Astro. & Aero., Sept. 1976, pp. 18 ~ 28
- 7-11) J. J. Notardonato and P. A. Masters; High Density Propellants for Single Stage to Orbit Vehicles, NASA TM X-73503, 1976
- 7-12) R. Beichel; Propulsion Systems for Single-Stage Shuttles, Astro. & Aero., Nov. 1974, pp. 32 ~ 61, p. 76
- 7-13) R. Salkeld; Orbital Rocket Airplanes/A Fresh Perspective, Astro. & Aero., April 1976, pp. 50 ~ 52

8. 液体ロケットエンジン・システムの概念設計法について

記号

A_t	: スロート面積	[m^2]
C_F	: 推力係数	
C^*	: 特性排気速度	[m/sec]
$(I_{SP})_{TC}$: 燃焼室における比推力	[sec]
L^*	: 燃焼室の特性長さ	[m]
L_c	: 燃焼室の長さ	[m]
L_n	: ノズルの長さ	[m]
L_t	: スロートの長さ	[m]
O/F	: 混合比	
$(P_c)_{ns}$: nozzle stagnation 圧力	[kg/m^2]
R_c	: nozzle contraction 曲率半径	[m]
R_n	: nozzle expansion 始点の曲率半径	[m]
$(T_c)_{ns}$: nozzle stagnation 温度	[$^{\circ}K$]
$(T_c)_{ns, th}$: nozzle stagnation 温度の理論値	[$^{\circ}K$]
W_{TC}	: 燃焼室におけるプロペラント流量	[kg]
ϵ	: 開口比	
ϵ_c	: 燃焼室の contraction ratio	
θ_c	: nozzle contraction angle	[deg]
θ_e	: nozzle expansion angle (出口部)	[deg]
θ_n	: nozzle expansion angle (開始部)	[deg]

8.1 概論

8.1.1 目的

H ロケットに使われるであろう液体ロケット・エンジンとしては、N ロケットのブースタとして実績があり推進薬密度の大きい LOX/ケロシン・エンジンがブースタ用に考えられ、また、H ロケット上段として開発研究の進められている高比推力の LOX/LH₂ エンジンは上段のみならずブースタとしても考えられよう。LOX/ケロシン・エンジンは、我が国においては N ロケット用 MB-Ⅲ エンジンの製作・試験は行なわれているものの、設計・開発の経験が無いため、エンジン・システムの解析・検討の手法の確立は重要である。また、LOX/LH₂ エンジン・システムについても各種のものが考えられ、開発の技術、期間、コスト等の面からシステムに関する解析・検討の方法を確立しておくことが重要である。

本システム・スタディにおいても、大型人工衛星打上げ用ロケットのエンジンについて検討を行なうことになっており、その手段の一部として液体ロケットエンジン・システムを概念設計の立場から解析・検討を行なうことのできるプログラムを開発したのでここに説明する。

このプログラムは、

- (1) 燃焼室諸元の決定
- (2) 冷却方式の検討
- (3) エンジン・サイクルの検討

の三者を中心としている。

8.1.2 機能および特徴

エンジン・システム概念設計用プログラムの機能および特徴は次の通りである。

i) 機能

- (1) エンジンに関する基本的なデータ（推力、混合比、燃焼圧力、燃焼温度、ノズル開口比、等）により、燃焼室の主要諸元を決定する。
- (2) 燃焼室、スロート、およびノズル部分における燃焼ガスの詳細な流れ特性を計算する。
- (3) 燃焼室およびノズルの設計を行なう。
- (4) 燃焼ガスによるエンジン部材への熱伝達を計算する。
- (5) 各種冷却システムにおける諸量を計算する。

現在、用意されている冷却方法は、

- ① 再生冷却 (regenerative cooling)
- ② ダンプ冷却 (dump cooling)
- ③ 薄膜冷却 (film cooling)
- ④ アブレーティブ冷却 (ablative cooling)
- ⑤ 輻射冷却 (radiation cooling)

の5種類である。

- (6) 各種推進薬供給システムにおける諸量を計算する。

現在、供給システムについては、ターボポンプ方式のみで、エンジン・サイクルとしては、

- ① ガスジェネレータサイクル (gas generator cycle)
- ② 2 段燃焼サイクル (2-stage combustion cycle)

の2通りを用意している。

ii) 特徴

- ① 1 回のシミュレーションで、幾つものエンジン・システムの設計ができる。
- ② 燃焼室およびノズル内の任意の開口比における諸量（寸法、圧力、温度、速度、等）を得ることができる。
- ③ 冷却システムおよびサイクル・システムについては、幾つもの方式についての解析が可能である。

8.2 液体ロケットエンジン・システム設計プログラムの概要

このプログラムの構成は、図 8.1 に示すように 1 つの管理プログラムと 11 個のサブプログラムより成っている。図の中で "TCPERF" 等は、サブプログラム名を表わす。

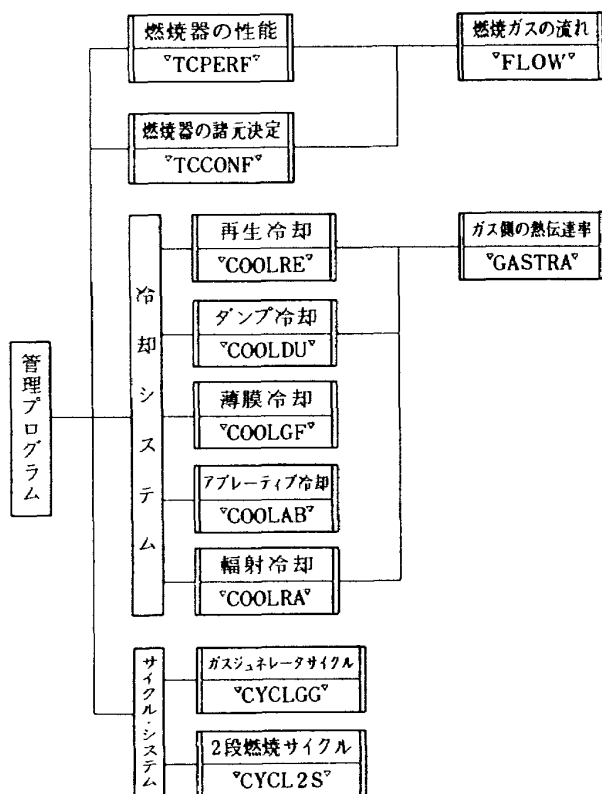


図 8.1 液体ロケットエンジン・システム設計
プログラム構成図

管理プログラムは、8.1.2 の特徴のところで述べたように、何種類ものエンジン、冷却、およびサイクル・システムの設計を可能とする構造となっている。管理プログラムのフローチャートを図 8.2 に示す。

11 個のサブプログラムは、独自で解析結果の出力を持つものと、そうでないものとに別れている。表 8.1 に各サブプログラムの処理概要を示す。

プログラムは、JIS7000 レベル FORTRAN で書かれており、コメント文を含めて約 1,800 ステップ数であり、エンジン・サイクルまでを含めた解析に要する処理時間は、当所の大型計算機 FACOM 230-75 を用いた場合、1 ケース当たり CPU タイムで 0.2～0.3 秒程である。付録 B に液体ロケット・エンジンのシステム・デザインに用いられるプログラムを記す。

8.3 結 び

本プログラムを用いて、数種類の既存の液体ロケットエンジンについて検討を行なったところ良好な結果を得

表 8.1 各サブプログラムの処理概要

サブプログラム名		処 理 概 要
出力を持つサブプログラム	TC PERF	推進薬データ、O/F, (Pc)ns, (Tc)nsth, 燃焼ガス特性等により (Tc)ns, C*, Cf, At, WTC, (Isp)TC 等を求める。
	TC CONF	$\epsilon_c, L^*, \theta_c, R_c, \theta_n, R_n, \theta_e$ 等により燃焼室およびノズルの形状を決定する。
	COOL RE	再生冷却において、スロート部における管材料データ、クーラント特性等により、各断面における熱計算を行なう。
	COOL DU	ダンプ冷却において、冷却始点の管材料データ、クーラント特性等により、クーラント流量を決定し、各断面における熱計算を行なう。
	COOL GF	ガス状の薄膜冷却によるノズル壁の温度分布を求める。
	COOL AB	アブレーション材の特性を与えて、アブレーティブ冷却によるスロート部およびその下流における char の厚さを計算する。
	COOL RA	輻射冷却におけるノズルスカートの平衡温度を各断面について求める。
	CYCL GG	ガスジェネレータ・サイクルにおけるガス発生器、ポンプおよびタービンの特性を解析し、エンジン・システム全体の性能を導く。
	CYCL 2 S	2 段燃焼サイクルにおけるプレバーナ、ポンプおよびタービンの特性を解析し、エンジン・システム全体の性能を計算する。
出力を持たないサブプログラム	FLOW	任意の ϵ における燃焼ガスの圧力、温度、流速、マッハ数等を求める。
	GAST RA	任意の ϵ におけるガス側の熱伝達率を求める。

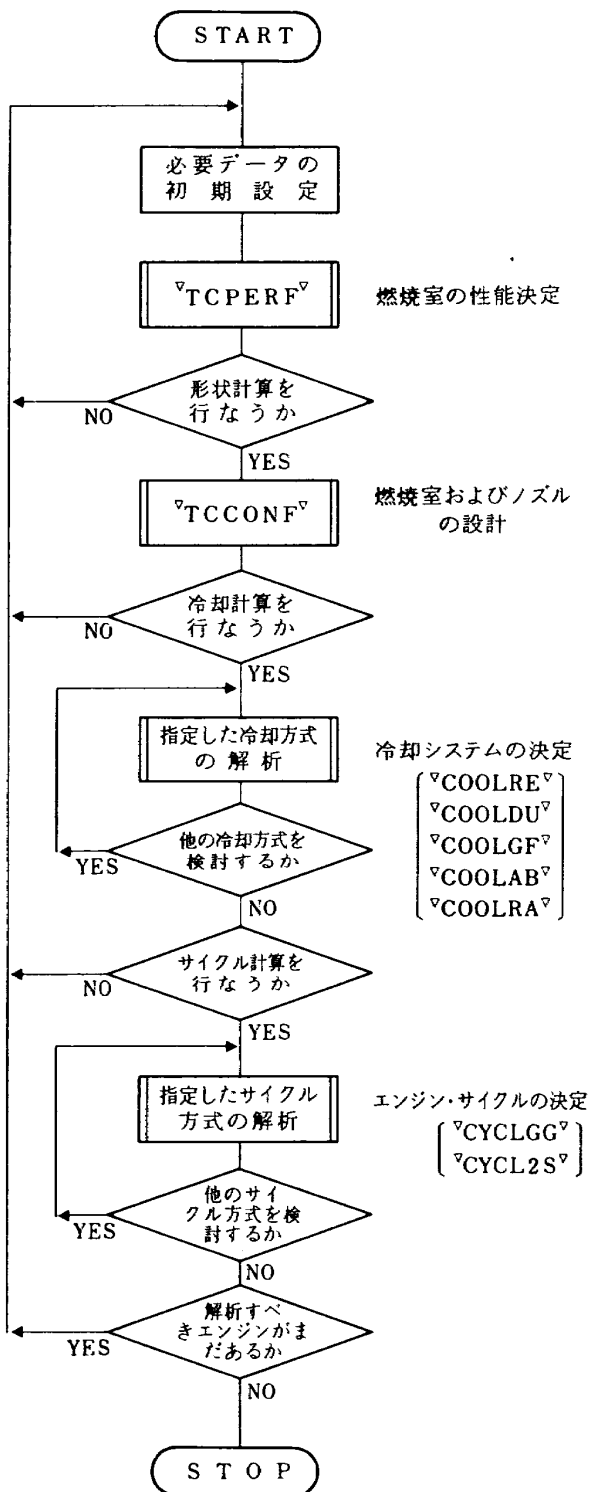


図 8.2 エンジン・システム設計のフローチャート

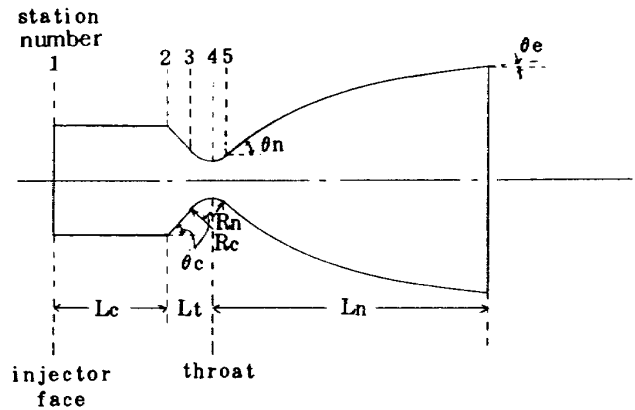


図 8.3 エンジンの形状

て、本プログラムの実用性が確認された。しかし、概念設計プログラムとして、特に、

- i) エンジン・サイクルシステム
 - a) タップ・オフ・サイクル (tap-off-cycle)
 - b) エキスパンダ・サイクル (expander cycle)
- ii) エンジン・コンポーネントの重量特性

が未整備であるので、今後これらについて早急に解決を計りたい。

8. の参考文献

- 8-1) Dieter K. Huzel and David H. Huang; Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125, 1967

9. 高圧燃焼液体ロケット・エンジン

9. の記号

A	: ターボ・ポンプ吐出圧パラメータ ($= \rho \eta_p J \eta_t C_p T_1 (W_t / W_T)$) 又は面積
B	: ガス・ジェネレータ・サイクルにおいてはブリード比, トッピング・サイクルにおいてはプリバーナへの流量分配比
C*	: 特性速度
C _F	: 推力係数
C _p	: 定圧比熱
D	: 直 径
F	: 推 力
g	: 重力加速度
H	: ポンプ水頭, 又はエンタルピ
h _g	: ガス側熱伝達係数
I _{SP}	: 比推力
J	: 熱の仕事当量
L*	: 推力室の特性長さ
ℓ	: $n \propto H^\ell$ (9.16) 式
m	: $H \propto P_C^m$ (9.15) 式
MR	: 混合比 ($= \dot{W}_O / \dot{W}_f$)
n	: 回転速度
NPSH	: 正味吸込水頭
N _u	: ヌッセルト数
P	: 圧 力
ΔP	: 圧力損失
P _r	: プラントル数
Q	: 体積流量
R	: ポンプ半径
r	: 半 径
Re	: レイノルズ数
S' _s	: 吸込比速度
t	: 厚 み
T	: 温 度
u _t	: ポンプ周速度
V	: 体 積
Δv	: 速度増分
W	: 重 量
Ḡ	: 重量流量
α	: 圧損係数 ($= \Delta P_{i,c} / P_C$)
β	: 圧損係数 ($= \Delta P_{i,g} / P_g$)
γ	: 圧損係数 ($= \Delta P_{coo\ell} / P_C$)
ξ	: 圧損係数 ($= (P_C - P_1) / P_p$)
δ	: 圧損係数 ($= (P_2 - P_C) / P_C$)

ζ	: システム圧損係数 ($= (1 + \delta) / (1 - \xi)$)
ε	: 膨張比
μ	: ボアソン比又は粘性係数
ρ	: 密 度
ω	: 角 速 度
σ	: 応力又は物性値の温度補正係数
κ	: 比 熱 比
φ	: ポンプ流量係数
ψ	: ポンプ圧力係数又は最大冷却能力
η	: 効 率
添 字	
c	: 推 力 室
cooℓ	: 冷却 (通路)
e	: ノズル出口
f	: 燃 料
fb	: 燃料リッチ・プリバーナ
g	: ガス・ジェネレータ
i	: 噴射オリフィス
in	: 入口部
ℓ	: 配 管
max	: 最大値
n	: ノズル
o	: 酸化剤
ob	: 酸素リッチ・プリバーナ
P	: ポンプ
PB	: プリバーナ
PR	: プロペラント
S	: 表 面
t	: タービン
T	: 総 量
th	: スロット部
1	: タービン入口部
2	: タービン出口部
*	: 極値に関する量
-	: 平均値

9.1 液体ロケット・エンジン開発の基本姿勢

液体ロケット・エンジンは、制御が容易で高性能が期待できるなどの様々な利点を有している。そのため、現在の宇宙ロケットにおいて中心的役割を担っているが、その反面、開発上の技術的困難が多く開発に要するコストも高くつくため、我国の液体ロケット・エンジン開発の問題を考える際に、開発の基本姿勢について考える必要がある。しかしその前に先ず、数多くのロケット・エンジン開発の経験の有する米国の歴史を参照して

みる事は有用と思われる。

米国における液体ロケット・エンジンの開発は、常にロケットの能力向上を目指して進められてきたが、そのために多額の開発費を注いだ事は、周知の事実である。しかしその結果として、米国は現在のような高い信頼度を有するエンジンと膨大な技術蓄積を手中に収める事が出来たのである。図9.1は、米国において開発された主要なLOX/ケロシン・エンジンとLOX/LH₂エンジンの開発推移を示したものである。興味深い事は、ThorからSaturn Iに至るまでの殆どのLOX/ケロシン・ブースター・エンジンがAtlasのMA-2エンジンを基本としており、更にはSaturn VのF-1エンジンもこれらの既存の技術を重視して、信頼性に重点を置いて製作されている点である。図9.2はこれらのエンジンの燃焼圧の推移を示したものであり、高圧高性能化の努力の跡がうかがえる。なかでもSSME(Space Shuttle Main Engine)は、現在の所、液体ロケット・エンジンの頂点に立つものとして改めて認識させられる。SSMEは液体ロケット・エンジン・システムとしては、現在、最高の性能を有するが、このエンジンがH-1からF-1にかけての大型化の経験、そしてRL-10のエキスパンダ

ーサイクルの経験や、J-2およびM-1の高圧化の経験を経ずに開発が進んだとは考えられない。仮りに、これらの技術蓄積なしに開発が進められたとしたら、膨大な開発期間とコストを要した事であろうと思われる。

我国の立場に立って考えてみよう。我国の予算規模は元より米国に比べるべくもなく、宇宙開発関連人口も圧倒的に少ない。限られた予算と人員を有効に使い、効果的な成果を生み出すためには、将来にわたって無駄の少ない方法でロケット・エンジンの開発を推進する姿勢が不可欠である。そのためには、今後開発を進めるエンジンは、長期的な見通しの下にでき得る限りその次期エンジン開発へのステップとして役に立つもの、あるいはシステムとして性能向上の余地のあるものとして計画すべきである。更には各種のエンジン開発で得られた技術経験が、先々のエンジン開発の際に、有機的に結合して利用されるような方向で開発計画が立てられるべきで、これらの一貫した姿勢こそが、終局的には長期にわたる宇宙開発のコストを下げる効果を生むものと思われる。

現在我国が保有する液体ロケット・ブースター・エンジンはMB-3であり、我国の宇宙開発に有用な働きをしているが、この開発は1950年代になされたもので、

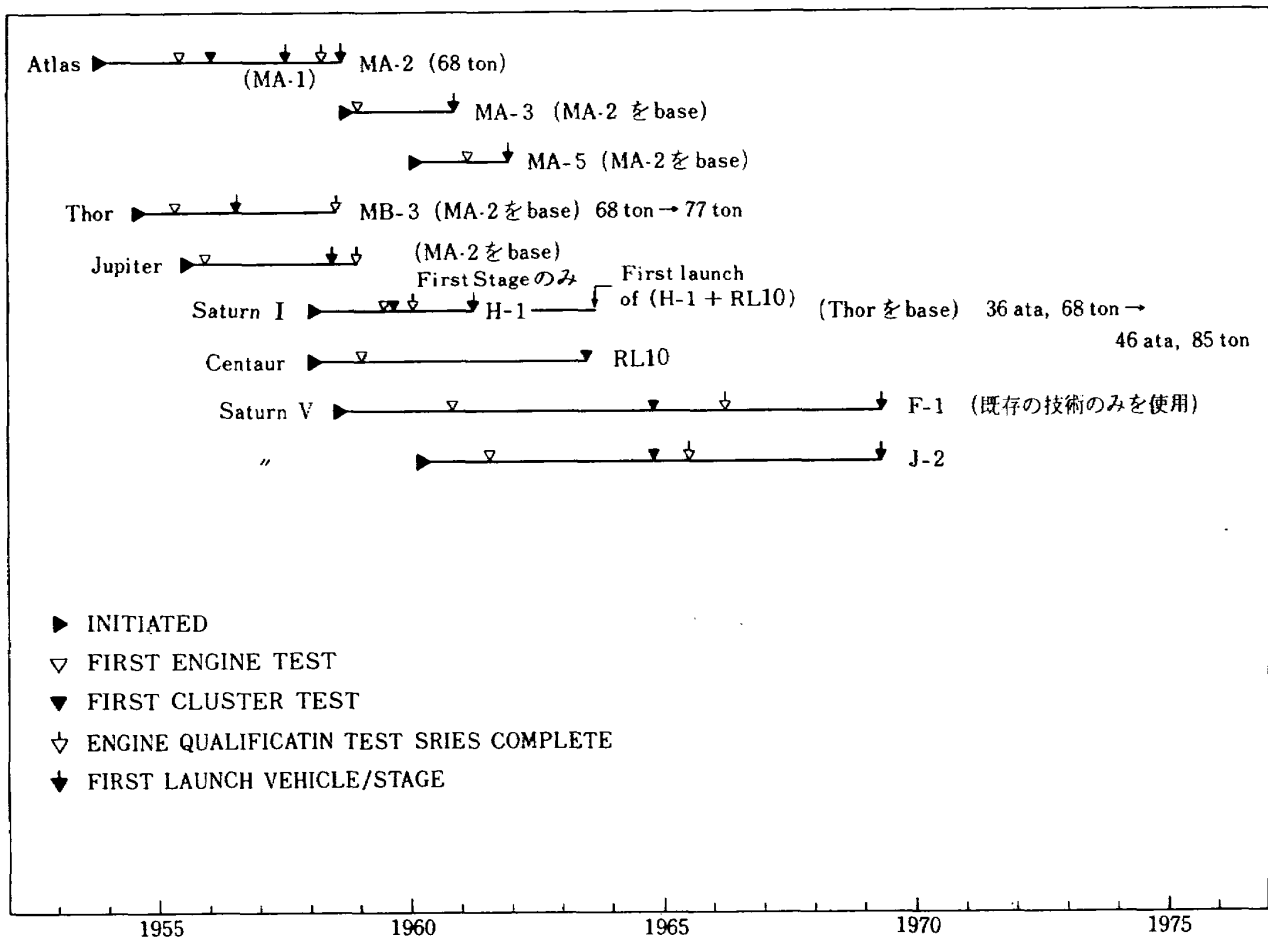


図 9.1 米国製エンジンの開発過程^{9.1)}

ロケット・エンジンとしてはもはや旧式の部類に属するものになりつつある事は否定できない。我国の今後のロケット開発が1990年代に向けてH-1からH-IIへと飛躍的な能力向上を求められる事を考えると、将来MB-3エンジンで対処できなくなる事は明らかである。宇宙開発政策大綱によればH-Iロケットは、H-IIロケットを含む1990年代の技術の基盤を蓄積できるような形で開発を進めるとうたっている。これは当然エンジンについてもあてはまり、なかんずく、ブースター・エンジンの場合は開発費用も大きい事から、その効率的な投資という観点からも前述のような長期的な見通しの下に計画を立てる必要がある。この時に問題となるパラメータはエンジンの燃焼圧であろう。エンジンの燃焼圧は、単に比推力などの性能だけでなく、燃焼圧に適したエンジン・サイクルの選択、開発に必要な技術水準や費用などとも関連を持つので、燃焼圧の選定には検討を要する。現在の世界のエンジン研究開発には二つの方向があるように思われる。その一つはSSMEに代表される高燃焼圧高性能化の方向であり、もう一つ例えばTRW社提案のLCB(Low Cost Booster)のような低燃焼圧ローコスト化の方向である。この選択は単純な二者択一式に行なわれるべきものではなく、種々の国内外の条件を総合的に判断の上になされるものであるが、エンジンの将来の発展性、国内技術水準向上とその蓄積、単段シャトルへの応用性などの見地からは、前者すなわち高燃焼圧化の方向に魅力があるように思える。そこで本章では高圧燃焼液体ロケット・エンジンに重点を置いて、エンジン・システムとその開発上の問題、Hロケット用エンジン案、ローコスト化問題などについて検討を行なうものとする。なおプロペラントの選択も関連を持つが、ここで

は主としてLOX/LH₂とLOX/ケロシンを中心に検討を行なった。

9.2 高圧燃焼液体ロケット・エンジンの利点

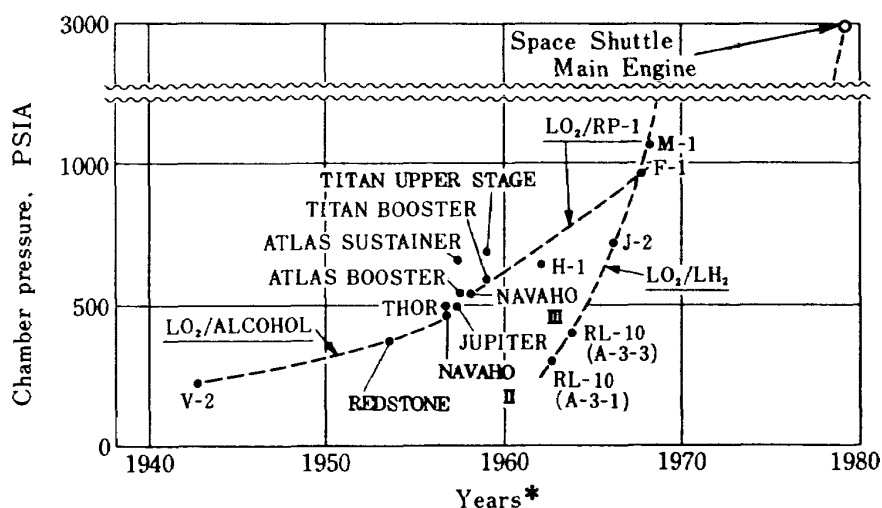
ロケットの理想速度増分 Δv は、(9.1)式で表わされる。

$$\Delta v = -g I_{SP} \ell_n (1 - W_{PR}/W_T) \quad (9.1)$$

ここで I_{SP} , W_{PR} , W_T はそれぞれ比推力、プロペラント重量、総重量を示す。図9.3はこの関係を図示したものである。必要な Δv を得るためには、推進剤重量比 W_{PR}/W_T を大きくとれば小さな I_{SP} で済むが、 W_{PR}/W_T を小さくすると高い I_{SP} が要求される。云い換えれば高い I_{SP} のエンジンを使用すればペイロードを増す事が可能となり、ロケットの性能としては有利な条件となる。 I_{SP} に関係するものは、プロペラント、燃焼圧とノズル膨張比であるが、ここでは後の二者との関連を中心に考察を進める。

9.2.1 ブースター用エンジン

ブースター用エンジンの特徴は海面上から高空(通常は殆ど真空)まで使用する事である。図9.4はLOX/RP-1の I_{SP} を示したものであるが、海面上での I_{SP} は燃焼圧が高くなる程大きくなり、最適膨張比も大きくなっている。真空比推力は殆ど膨張比で決定され燃焼圧の影響は小さい。これを膨張比に海面上の最適値を選び、燃焼圧と比推力の関係に書き直すと図9.5を得る。この図より比推力は海面上における値も真空における値も高燃焼圧にする事により増加する事が示されるが、重要な事は、燃焼圧が高くなる程、真空比推力と海面上比推力との差が小さくなり、通常のベル・ノズルを使用しても高度補償の効果が大きくなる点である。高度補償型ノズ



* Date based upon first engine flight operation (or Planned/Estimated flight date)

図 9.2 液体ロケット・エンジン燃焼圧力の推移

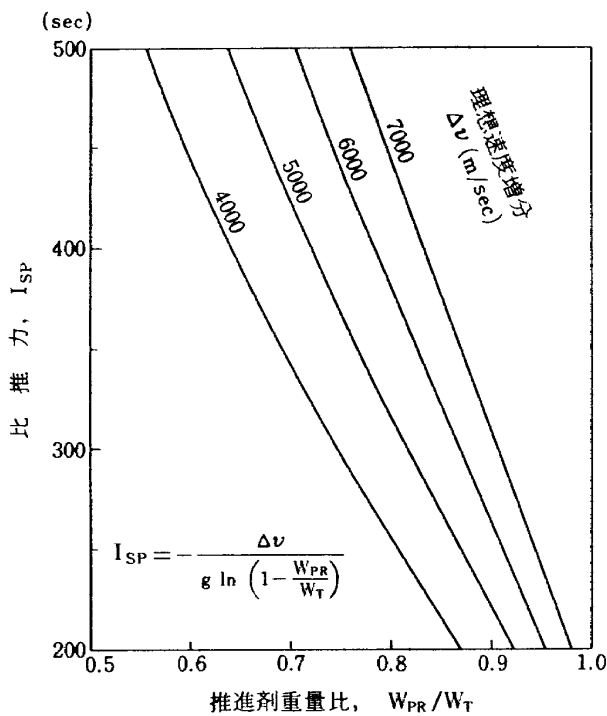


図 9.3 重量比, 比推力と速度増分の関係

ルの代表であるプラグ・ノズルと比べると図 9.6 の様に、高燃焼圧ではプラグ・ノズルとベル・ノズルの推力係数の差は極めて小さくなる。更にプラグ・ノズルの場合はアニュラー燃焼室が採用されるが、これは燃焼の安定性とノズルの冷却の点で困難な問題を抱えている。ノズル寸法についてみると、図 9.7 に示すようにプラグ・ノズルはベル・ノズルに比べて長さの点では有利だが直径の点では変らない。図 9.8 には同一推力、最適膨張の条件で燃焼圧とノズル出口直径の関係を示したが、高圧になると最適膨張比の増加を燃焼圧力の増加が補う結果、ノズル出口直径は小さくなり、機体の断面寸法の点で有利になる。例えば図 9.8 で燃焼圧を 40ata から 200ata に増す事によりノズル出口断面積は約 70 % になり、単純には機体の底部断面積、したがって、空気抵抗の減少を期待できる事になる。

9.2.2 オービター用エンジン

オービター用エンジンは、真空中で作動のみを考えれば良い。図 9.9 は LOX/LH₂ の I_{SP} を示したものであ

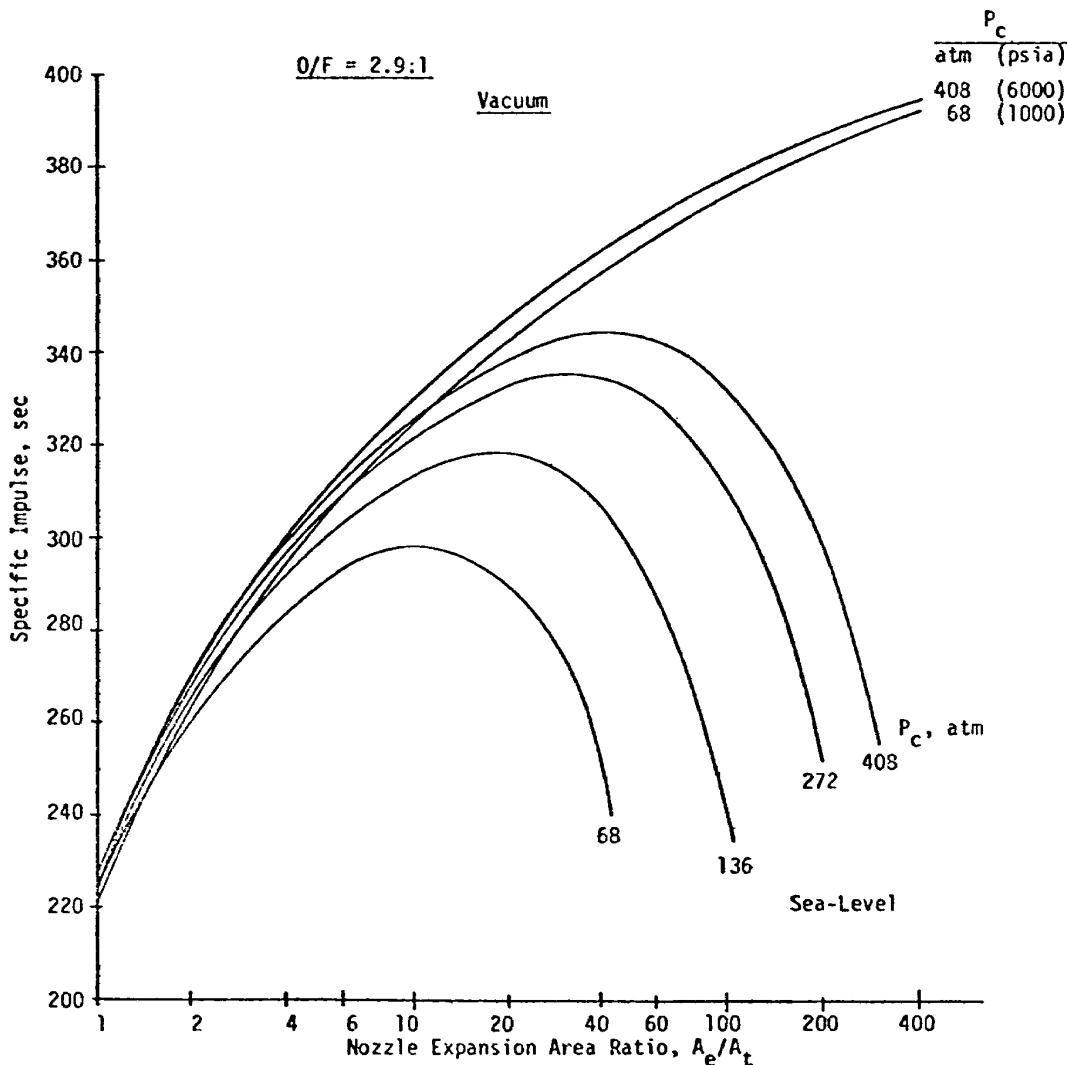


図 9.4 LOX/RP-1 の比推力

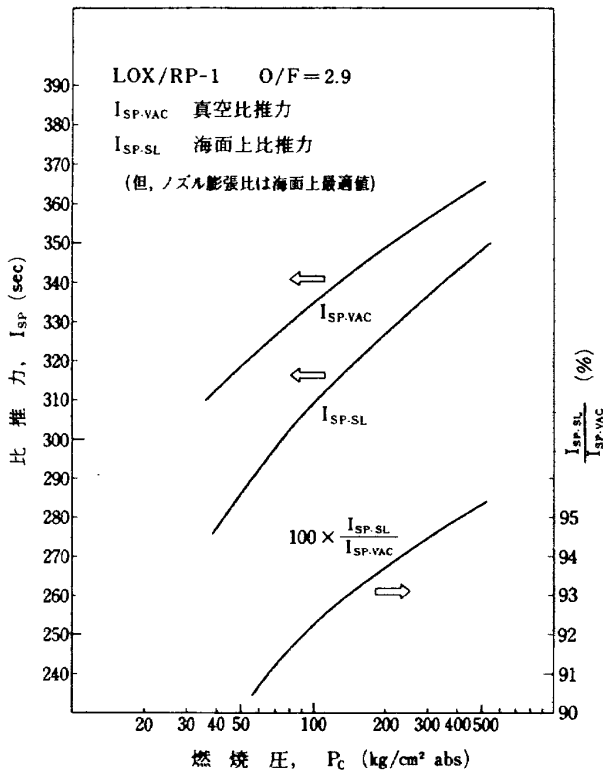


図 9.5 燃焼圧による比推力の変化

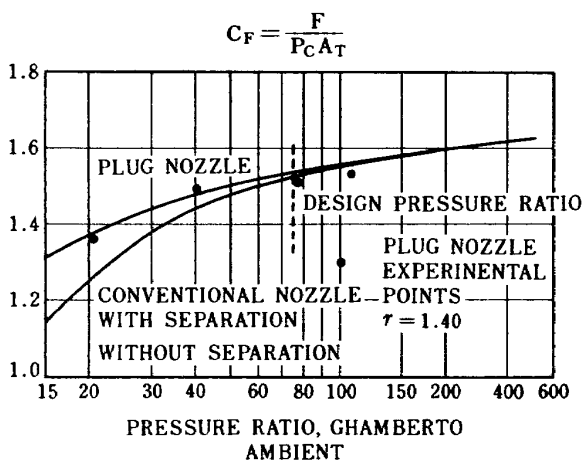
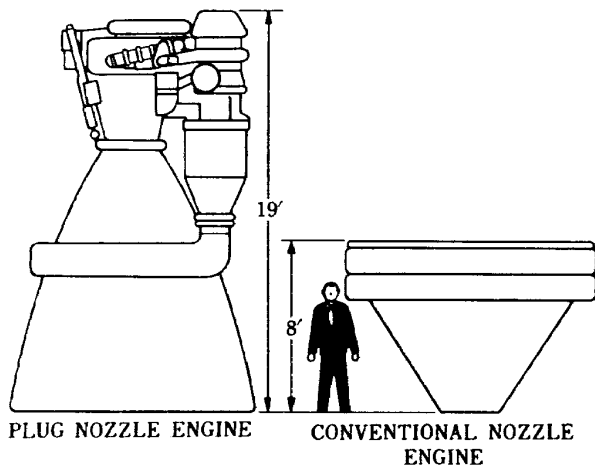
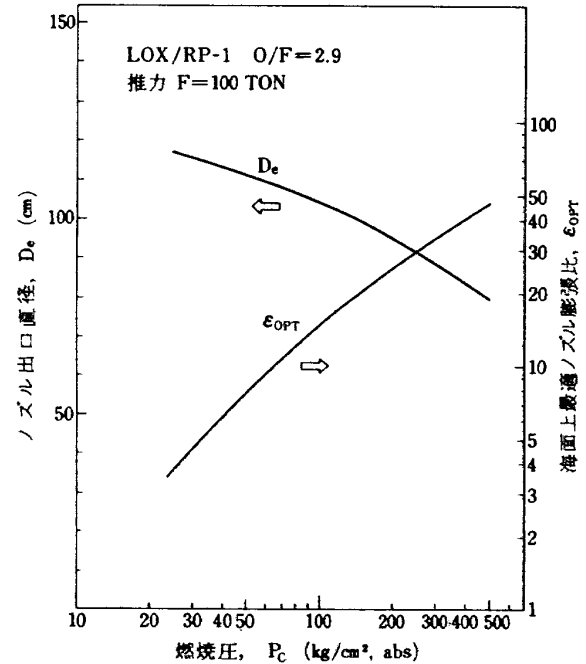
図 9.6 プラグ・ノズルと在来形(ベル形)ノズルの理論性能の比較^{9.2)}図 9.7 プラグ・ノズル・エンジンとベル・ノズル・エンジンの大きさの比較^{9.2)}

図 9.8 燃焼圧と海面上最適膨張比およびノズル寸法との関係

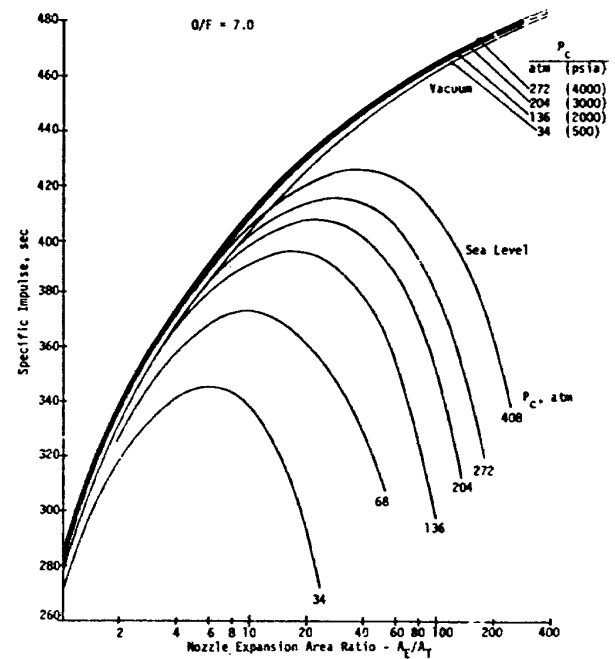
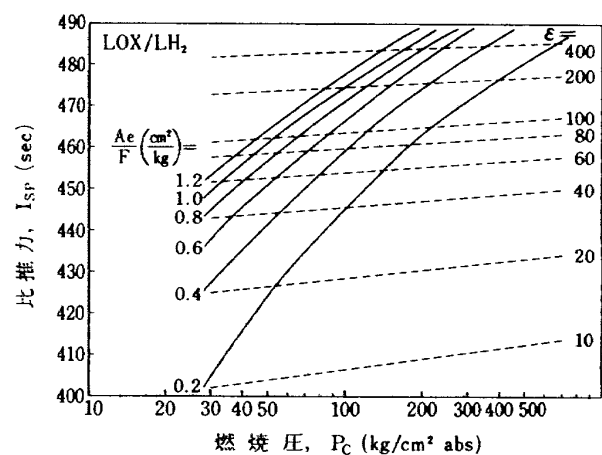
図 9.9 LOX/LH₂ の比推力

図 9.10 ノズル寸法に制限を受ける時の燃焼圧と比推力との関係

るが、真空比推力は、やはりノズル膨張比を大きくする事により増加し、燃焼圧の影響は極めて小さい。膨張比が大きい領域では、比推力の増加率は小さくなり、もし燃焼圧を一定にしたまま比推力を大きくしようとする、ノズル出口直径をかなり大きくしなければならなくなり、更にはエンジン重量の増加を招く事になる。実際には機体の寸法上の制約からノズル出口直径も制限を受けて、とりうる膨張比には限界がある。図 9.10 には推力 F に対するノズル出口面積 A_e の比をパラメータにして、燃焼圧と比推力の関係を示すが、この図から、ノズル直径に制限を受ける時には、燃焼圧を上げる事により比推力が増加する事が示される。逆に同じ比推力を得るのに必要なノズル出口面積は、高燃焼圧にする程小さくて済む。例えば図 9.10 で、 $P_c = 70 \text{ ata}$ で $A_e/F = 0.6$ のエンジンがある時、 $P_c = 200 \text{ ata}$ にするとノズル出口面積はほぼ 3 分の 1 で済む事になる。

9.2.3 エンジン重量

燃焼圧の変化に伴うエンジン重量の変化について検討を行なう。表 9.1 には米国の H-1 エンジンとエアロジェット社で行った単段シャトル用高圧エンジン候補案^{9,3)}の重量配分が示してある。この表より、重量に占める割合が大きいのは推力室とポンプである事が示される。そこでこの二者について検討を行なってみる。

(1) 推力室

推力室を燃焼室とノズルに分けて、推力一定の場合を取扱う。推力は推力係数 C_F を使って (9.2) 式のように表わされる。

$$F = C_F P_c A_{th} \quad (9.2)$$

ここで P_c は燃焼圧、 A_{th} はスロート面積である。推力係数 C_F は燃焼圧 P_c やノズル膨張比 ϵ を通常の範囲内で変化させても大きさは 1 のオーダーで変化するだけであるから、推力が一定なら (9.3) 式のようにおける。

$$A_{th} \propto 1/P_c \quad (9.3)$$

さて燃焼室を圧力容器とみなして、その重量を表面積 A_s と厚み t から (9.4) 式のように表わす。

$$W_c \propto A_s t \quad (9.4)$$

薄肉円筒とみなすと、厚み t は (9.5) 式のようになる。

$$t = r_c P_c / \sigma \propto r_c P_c \quad (9.5)$$

ここで r_c 、 σ はそれぞれ燃焼室半径、許容応力を示す。まず燃焼室の圧力を変えた時に特性長 L^* を変らないものとする燃焼室の容積 V_c は (9.6) 式のようになる。

$$V_c = L^* \times A_{th} \propto A_{th} \quad (9.6)$$

すると、 A_s は (9.7) 式のように表わされ、 t は (9.8) 式のように表わされる。

$$A_s \propto V_c^{2/3} \propto A_{th}^{2/3} \propto 1/P_c^{2/3} \quad (9.7)$$

$$t \propto r_c P_c \propto V_c^{1/3} P_c \propto A_{th}^{1/3} P_c \propto P_c^{2/3} \quad (9.8)$$

従って燃焼室重量は燃焼圧の影響を殆ど受けない事になる。次に燃焼室の圧力によって収縮比と燃焼室長さを変えない場合を考えると、 A_s と t は (9.9) 式、(9.10) 式のようになる。

$$A_s \propto r_c \propto \sqrt{A_{th}} \propto 1/P_c^{1/2} \quad (9.9)$$

$$t \propto r_c P_c \propto P_c^{1/2} \quad (9.10)$$

結局この場合も燃焼室重量は燃焼圧の影響を受けない事になる。すなわち、燃焼室の冷却通路の方式の変更、あるいはこれに伴う壁材料の変更などの因子がなければ、同じ推力を生ずる燃焼室の重量は燃焼圧によって殆ど変化しない事がわかる。そして、噴射器の構造は内部の推進剤通路の設計に負う所が大きく、その肉厚は燃焼圧の影響をあまり受けない事を考えると、高圧化によって小型化するなら、噴射器重量ひいては燃焼室重量はむしろ減少の傾向にあると云える。

一方ノズルにおいては、高膨張ノズルの大部分を占める拡大部において圧力レベルは減少するので、その肉厚はノズルの剛性を維持するための肉厚となり、圧力の影響を受けないと考える事ができる。従ってノズル重量 W_n はノズル表面積を A_n とする時に (9.11) 式のように表わせる。

$$W_n \propto A_n \propto A_{th} (\epsilon - 1) \sim A_{th} \epsilon \sim \epsilon / P_c \quad (9.11)$$

ブースターの場合は、ノズル膨張比のとり方に幅がある。そこで最適膨張比 ϵ_{opt} をとる場合を考えると、図 9.8 よりおおよそ (9.12) 式のように表わせる。

$$\epsilon_{opt} \sim P_c \quad (9.12)$$

従って (9.11) 式を考慮すると、ノズル重量は圧力に殆ど影響を受けない事になる。

次に、ノズル膨張比 ϵ を一定とする場合は、ノズル重量は燃焼圧に逆比例する形で変化する。また燃焼圧一定のままノズル膨張比を変化させると、ノズル重量は ϵ に比例する形になる。但しこの場合にあまり ϵ を小さくすると最初の $C_F \sim 1$ の仮定がくずれて ϵ の減少より C_F の減少が大きくなり A_{th} も大きくなる事からノズル重量は逆に増加する事になる。

以上のように単位推力当りの推力室重量は、燃焼圧の増加に対して殆ど変化しないか、又は、減少する方向にあり、燃焼圧の増加によってエンジン性能の向上を図っても重量の点で悪影響を受けない事がわかる。

(2) ポンプ

ポンプの場合は推力室のように推力と燃焼圧によって単純にその外形寸法が定まらず、機構的にもより複雑であり、単純な議論は困難である。今ごく粗い近似とし

て、ポンプを単純な円筒形のケーシングと羽根付ディスクから構成される回転機械とみなし、それぞれが十分な肉厚を有し、その肉厚が圧力によって影響を受けないと仮定する。この時のポンプ重量 W_p はポンプ半径を R とする時、(9.13)式のようにおける。

$$W_p \propto \pi R^2 \propto R^2 \quad (9.13)$$

さて、ポンプの水頭 H は、 n を回転数、 ψ を圧力係数とする時に(9.14)式のように近似できる。

$$H \propto n^2 R^2 \psi \propto n^2 R^2 \quad (9.14)$$

また、ポンプの水頭 H と燃焼圧 P_c の関係は、エンジン・サイクルにより異なるが、おおよそ(9.15)式のように近似できる。

$$H \propto P_c^m \quad (m: \sim 1 \text{ G.G. サイクル}, \sim 2 \text{ 二段燃焼サイクル}) \quad (9.15)$$

更に、水頭 H と回転数 n の間に(9.16)式が成立つとするとポンプ重量 W_p は(9.17)式のように表わせる。

表 9.1 エンジン重量配分例

名 称	H-1	(1)	(2)	(3)
プロペラント	LOX/RP-1	LOX/RP-1	LOX/LH ₂	LOX/RP-1
燃 焼 圧 (kg/cm ²)	40	280	210	280
推 力 (ton)	75 (S.L.)	275 (S.L.)	338 (VAC)	275 (S.L.)
重 量 (kg)				
ジ ン バ ル	32	96	94	96
噴 射 器 ・ マニフールド	331	385	757	349
燃 焼 室		124	258	157
ノ ズ ル		113	342	92
延 長 ノ ズ ル			390	
延長ノズル支持具			265	
プ リ バ ー ナ		181	158	
ガスジェネレータ	17			9
ブ ー ス ト ポ ン プ		159	288	167
ポ ン プ	225	528	1062	394
弁	46	91	328	133
配 管		209	597	160
そ の 他	75	227	274	227
合 計 (kg)	726	2113	4813	1784
重 量 / 推 力	0.0097	0.0071	0.0142	0.0060
重 量 配 分 (%)				
推 力 室	45.6	29.4	41.8	33.6
ポ ン プ	31.0	32.5	28.1	31.5
プリバーナ又はガスジェネ	2.3	8.6	3.3	0.5
弁 お よ び 配 管	6.3	14.2	19.2	16.5
ジ ン バ ル	4.4	4.5	2.0	5.4
そ の 他	10.4	10.8	5.6	12.5

(1) (2) (3) …………… 2モード単段シャトル用エンジン(参考文献9.3)

$$n \propto H^{\ell} \quad (9.16)$$

$$W_p \propto P_c^{m(1-2\ell)} \quad (9.17)$$

従って、ポンプ重量は、所要水頭に対して回転数をどこまで上げられるかによって、燃焼圧に対する増減の傾向がきまる事になる。図 9.11 は現在までに開発されたエンジンの水頭と回転数の関係をプロットしたものであるが、これを見ると RL-10 や J-2 までは $\ell > 0.5$ ($\ell \sim 0.54$) で、 W_p は P_c の増加によって減少し、SSME になると $\ell < 0.5$ となり W_p は増加しそうである。図 9.12 は各燃焼圧に対する単位推力当りのターボポンプ・アセンブリ重量をプロットしたものであるが、上記の傾向がほぼ妥当である事を示している。

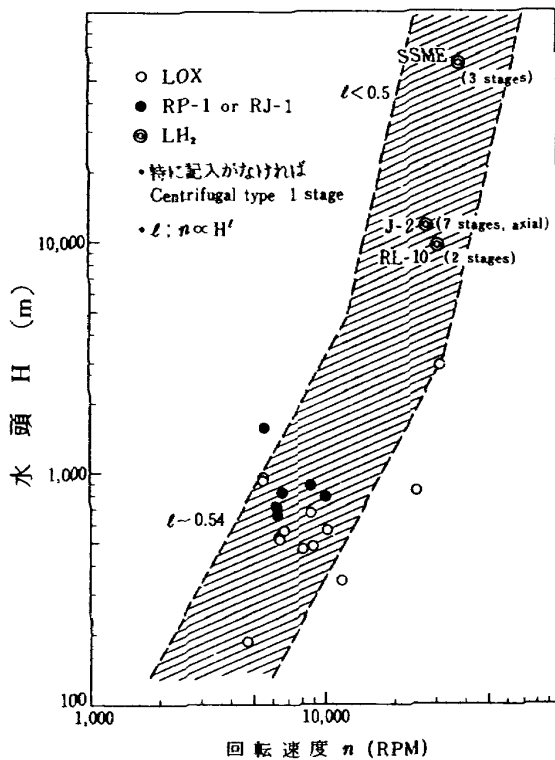


図 9.11 ポンプ回転速度と水頭の実例

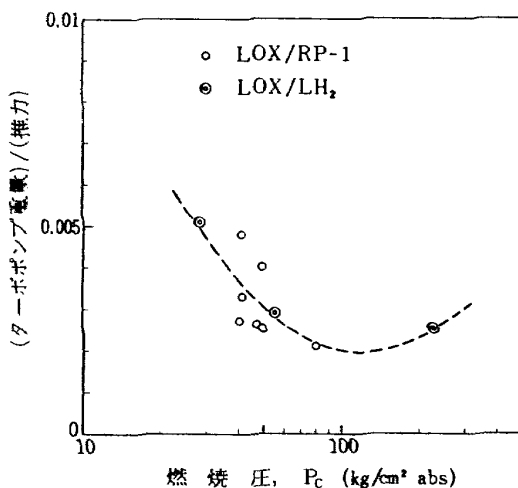


図 9.12 燃焼圧とターボポンプ重量推力比の実例

ポンプ回転数を上げると遠心力による最大応力 σ がディスク内周に作用し、その大きさは内周半径を r 、回転角速度を ω とする時 (9.18) 式で表わされる。

$$\sigma = \frac{3+\mu}{4} \rho \omega^2 R^2 \left(1 + \frac{1-\mu}{3+\mu} \left(\frac{r}{R} \right)^2 \right) \propto \rho n^2 R^2 \quad (9.18)$$

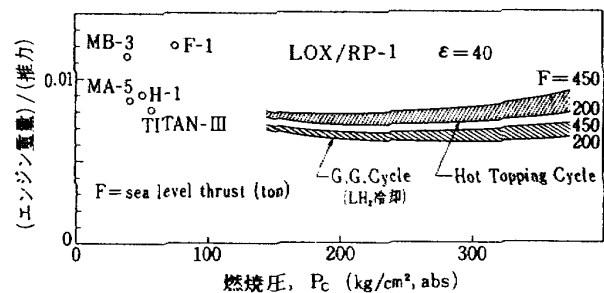
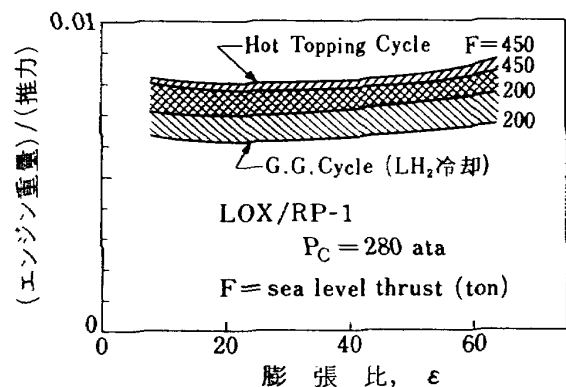
(9.14) 式と比較すると (9.19) 式を得る。

$$H \propto \psi \sigma / \rho \quad (9.19)$$

この関係より、ポンプの圧力係数 ψ を改善し、ディスク材料に (強度) / (密度) の大きい材料を使用しても一段当りで得られる水頭には限度がある事がわかる。従って、高燃焼圧となり必要な水頭がこの限度を越えると、多段ポンプを使用しなければならず、ポンプの重量は更に増す事になる。

(3) エンジン重量

エンジン乾燥重量に対する燃焼圧とノズル膨張比との影響を見るために、図 9.13 と図 9.14 に LOX/RP-1 の、そして図 9.15 と図 9.16 に LOX/LH₂ の、実際のエンジンの重量と高燃焼圧エンジンの推定値^{9.3)} をプロットした。但しこの図で、ガス・ジェネレータ・サイクルと記入した LOX/RP-1 エンジンには、エンジンの冷却とガス・ジェネレータのプロペラントに LH₂ を使用したものである。エンジン重量は、LOX/RP-1 の場合は推力の 1% 以内に、LOX/LH₂ の場合は推力の 2% 以内に収まっている。そしてどちらも、ある燃焼圧の範囲

図 9.13 燃焼圧とエンジン重量推力比 (LOX/RP-1)^{9.3)}図 9.14 膨張比とエンジン重量推力比 (LOX/RP-1)^{9.3)}

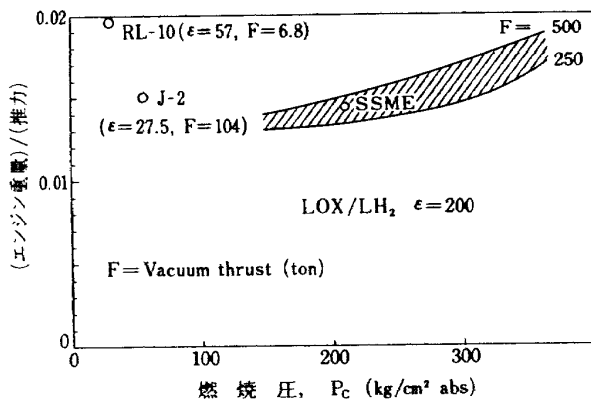


図 9.15 燃焼圧とエンジン重量推力比
(LOX/LH₂)^{9.3)}

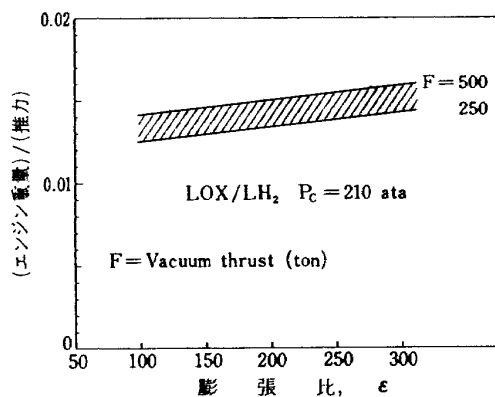


図 9.16 膨張比とエンジン重量推力比
(LOX/LH₂)^{9.3)}

にエンジン重量が極小となる領域がある。燃焼圧を一定にしてノズル膨張比を変えた場合は、低膨張 LOX/RP-1 エンジンにおいては極小値を有するが、高膨張 LOX/LH₂ エンジンにおいては膨張比に対して重量は単調増加している。これらの特徴は先に考察した内容に合致しているようにみえる。

9.2.4 まとめ

以上の事をまとめると、液体ロケット・エンジンの燃焼圧を高圧化する事により、

① ブースター用の低膨張 LOX/RP-1 エンジンにおいては、エンジンの外形をコンパクトにでき、比推力が向上すると共に、従来から実績のあるベル形ノズルを使用しても高度補償効果を期待できる。

② 上段用の高膨張 LOX/LH₂ エンジンについては、機体の寸法に制限があっても比推力の向上を図る事ができ、ペイロードを増やせる。

などの利点がある。エンジン重量に関しては、

① LOX/RP-1 エンジンについては、推力の 1% 以内に抑えられる。

② LOX/LH₂ エンジンについては、推力の 2% 以内に抑えられる。

③ LOX/RP-1, LOX/LH₂ の何れのエンジンについても現用の、より低圧のエンジンと同程度以下にできると共に、ある燃焼圧においては極小になる。

④ 推力が小さい方が重量推力比を小さくでき、より小推力のエンジンをクラスター化した方がエンジン重量の点で有利となる。
などの事が云える。

9.3 高圧燃焼液体ロケット・エンジン・サイクル

液体ロケット・エンジンのサイクルには種々のものがある。現在までに使われてきたものは、G・G (Gas Generator) サイクル、エキスパンダー・サイクル、タップオフ・サイクルがあり、最近では SSME に二段燃焼サイクルが使われている。これらは G・G サイクルやタップオフ・サイクルのようにタービン駆動後のガスを不十分な膨張で排出するブリード・サイクルと、エキスパンダーサイクルや二段燃焼サイクルのように推力室の燃焼に有効に利用するトッピング・サイクルに大別される。そしてエンジンの燃焼圧は、ターボポンプにおけるパワーバランスとこれら両サイクルの違いに密接に関係するために、燃焼圧を議論する際にサイクルの検討を抜きに行なう事はできない。

一般にターボポンプのパワーバランスは (9.20) 式

$$\frac{\dot{W}_p P_p}{\rho_p \eta_p} = \dot{W}_t J C_p \eta_t T_1 \left(1 - \frac{T_2}{T_1}\right) \quad (9.20)$$

で表わされる。ここで \dot{W} は流量、 P は圧力、 T は温度、 C_p はタービン駆動ガスの比熱、 ρ は密度、 η は効率を示す。添字 p はポンプ、 t はタービン、1 と 2 はタービン入口と出口を示す。エンジンの比推力はガスジェネレータ等のブリード比を B とすると、単純には (9.21) 式により与えられる。

$$I_{SP} = I_{SP,c} / (1+B) + I_{SP,g} B / (1+B) \quad (9.21)$$

但し、添字 c は推力室、 g はガスジェネレータを示す。勿論、実際にはこの他に燃焼効率、熱損失、運動量圧力損失、摩擦損失やノズルの拡がりの損失などが加味されねばならない。トッピング・サイクルにおいては $B=0$ となる。

9.3.1 ブリード・サイクル

図 9.17 に示すブリード・サイクルに (9.20) 式を適用すると (9.22) 式を得る。^{9.4)}

$$B = \frac{k_2 + k_3 P_c}{k_1 - (k_4 + k_5 P_c) - k_1 (P_2 / k_6 P_c)^{(k_g-1)/k_g}} \quad (9.22)$$

げようとするとは比推力は低下してしまう。またノズル膨張比を一定とする場合は、やはり燃焼圧を上げると比推力は低下してしまう。これらの事はタップオフ・サイクルについても本質的には同様の結果になる。結局ブリード・サイクルの場合に燃焼圧を上げる事により比推力を向上させるという意図には限度がある事がわかる。ブリー

ード・サイクルの変形として、図 9.22 のようなシステムも時には可能である。これは LH_2 を推力室の冷却と $\text{G} \cdot \text{G}$ の燃焼に使用した $\text{LOX}/\text{RJ}-5$ エンジンである。この場合には、水素の比熱が大きい事から $\text{LOX}/\text{RJ}-5$ ポンプに対して相対的にブリード量が少なくて済む事、および、タービン排気の分子量が小さい事から比推力の

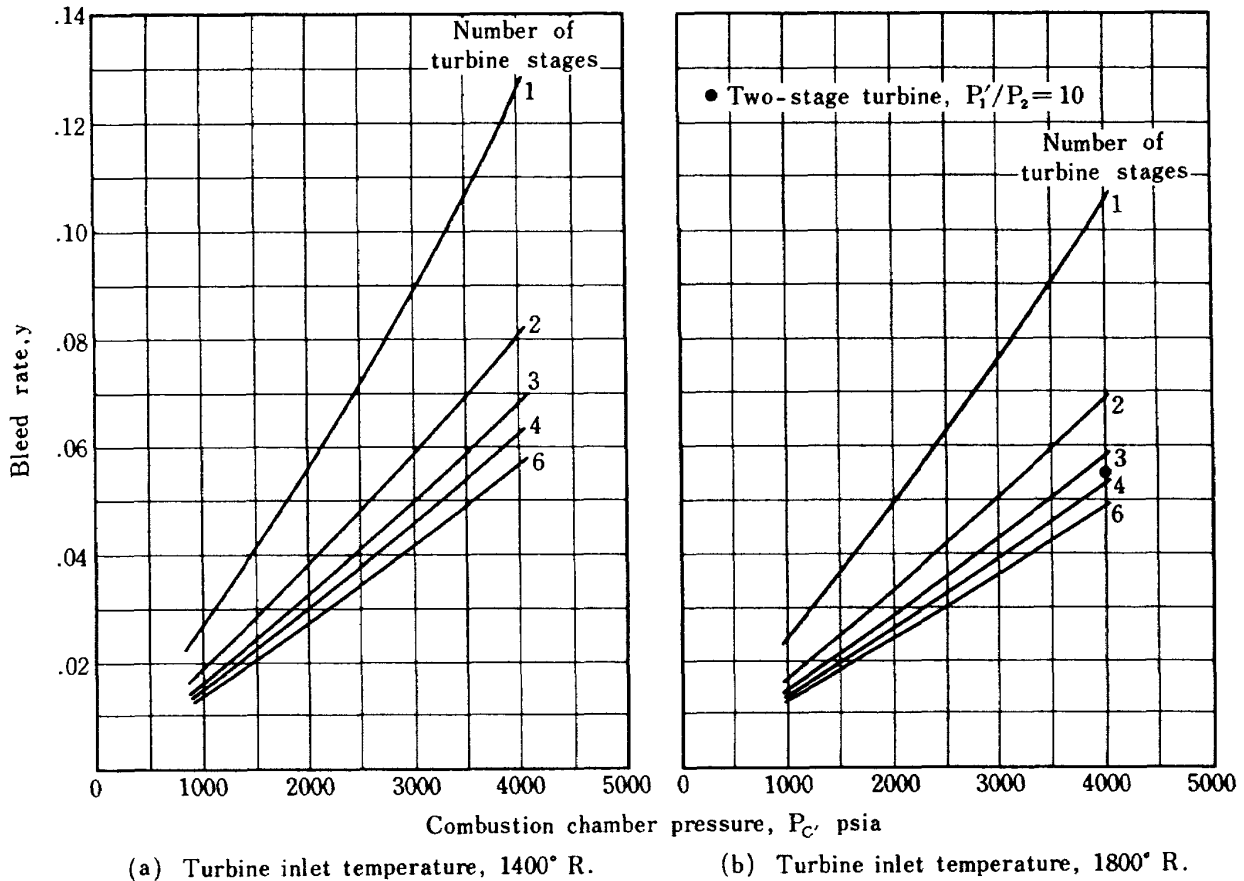


図 9.19 ブリード・サイクルのブリード比^{9.5)}

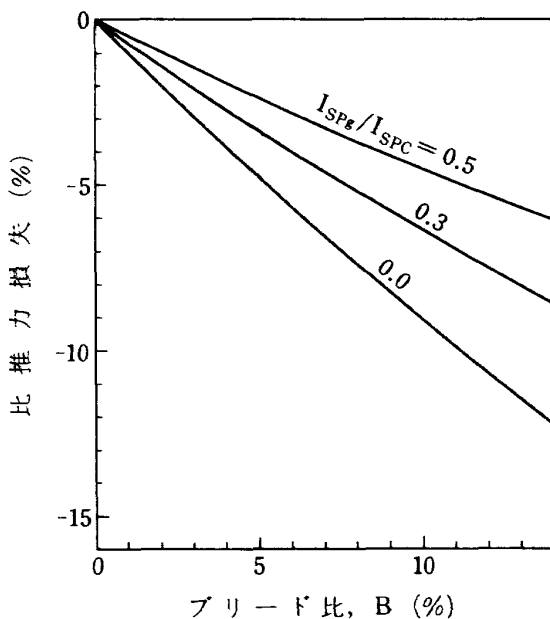


図 9.20 ブリード比が比推力損失に及ぼす影響

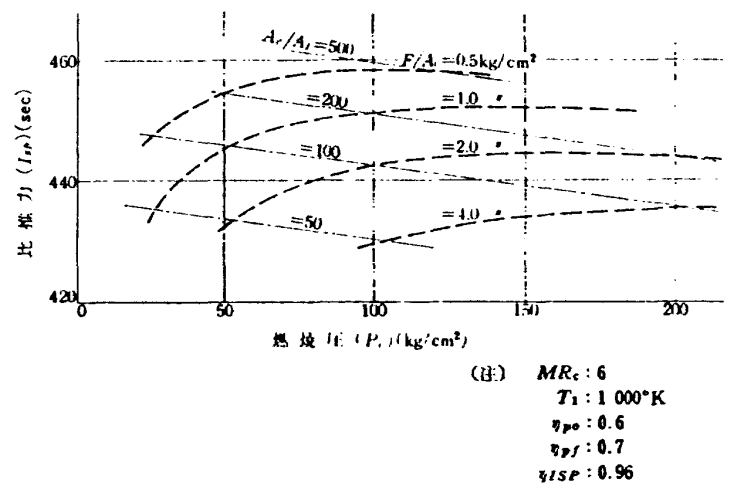


図 9.21 ガスジェネレータ・サイクルの比推力^{9.4)}

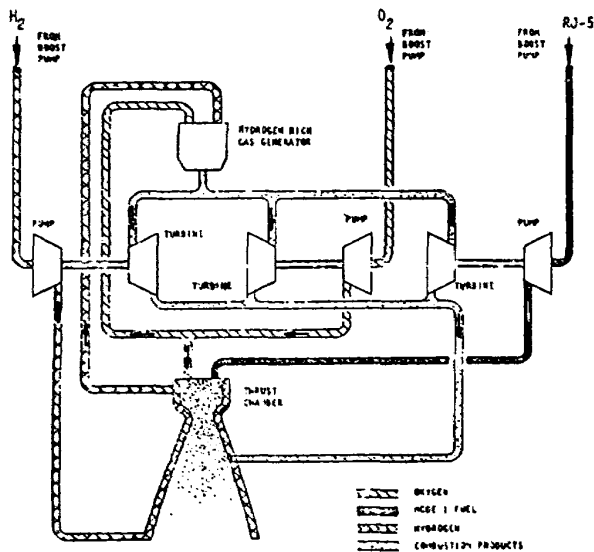


図 9.22 LH₂ 冷却 LOX/RJ-5 ガス・ジェネレータ・サイクル・エンジン系統図^{9.3)}

低下をブート・ストラップ方式の LOX/RJ-5 エンジンより小さくできる。しかし、このシステムの有利性は機体全体システムをも一緒に検討しないと結論は出せない。ブリード・サイクルの利点はタービン出口圧に制限が課せられないので、必要なパワーを生み出すのにタービン入口圧力をそれ程上げずに済み、この結果、ポンプ吐出圧を燃焼圧のオーダーに押えられる事である。

9.3.2 トッピング・サイクル

従来、トッピング・サイクルの中で特定のサイクルについて数値解析を行った報告は見かけるが、トッピング・サイクルの特性を一般的に取扱った報告はまだ見ない。そこで本項においては、一般的なトッピング・サイクルについて、簡単な仮定をおいた代数的取扱いによって、システム特性の把握を試みながら検討をすすめた。トッピング・サイクルの一般的な系統図を図 9.23 に示す。

(1) 各バーナーへの流量配分

エキスパンダー・サイクルは図 9.23 からプリバーナを取去って再生冷却による燃料のエンタルピ上昇のみをタービン駆動に利用するものであり、タービン駆動ガスの流量はプロペラント総流量の $1/(1+MR_c)$ すなわち $MR_c = 6$ の LOX/LH₂ の場合は約 14 % 程度となる。今まで試験開発が行われた二段燃焼サイクルの場合は、プリバーナにおいて一方のプロペラント全量と他方のプロペラントを所要のタービン入口温度が得られる量だけ添加燃焼させ、タービンを駆動する。プリバーナの混合比を MR_{PB} とすると、タービン駆動に利用するガス量の割合は、全燃料を使う時(燃料リッチ・プリバーナのみ)

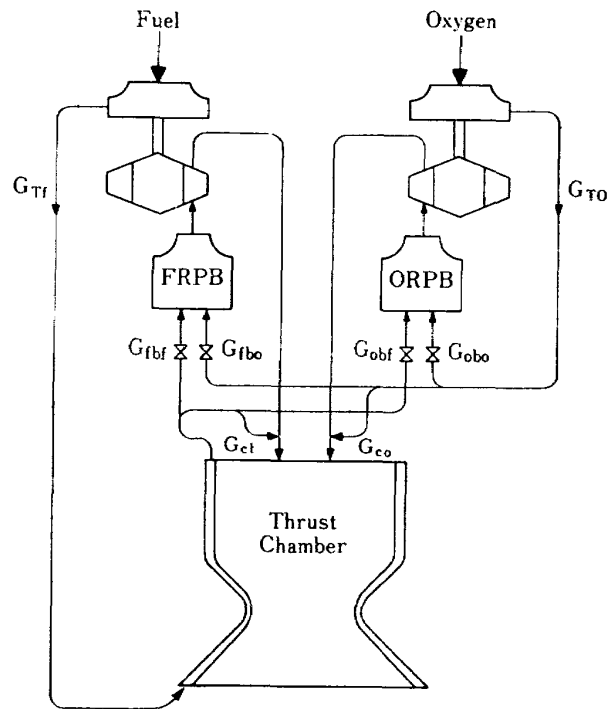


図 9.23 基本トッピングサイクル

に $(1+MR_{PB})/(1+MR_c)$ 、全酸化剤を使う時(酸化剤リッチ・プリバーナのみ)に $(MR_c/MR_{PB})(1+MR_{PB})/(1+MR_c)$ となる。従って SSME の場合は約 29 %、MBB 社の酸素リッチ・プリバーナを有する LOX/ケロシン・エンジン^{9.6)} の場合は約 74 % になる。一般的なトッピング・サイクルにおいては、ORPB (Oxygen-Rich Pre-Burner) と FRPB (Fuel-Rich Pre-Burner) を有する事になる。それぞれのプリバーナが所要のタービン入口温度を得るためにはプリバーナの混合比が制限され、これを全体の混合比 MR_c が一定のままで満足させるには、各プリバーナへの流量の配分は次のような関係式が満足させられる必要がある。すなわち ORPB と FRPB の混合比をそれぞれ MR_{ob} , MR_{fb} 、そして Total を示す添字を T とし、各プリバーナへの流量分配比を B とすると、まず

$$B_{ob,f} = \dot{W}_{ob,f} / \dot{W}_{T,f} \quad (9.23)$$

$$B_{fb,f} = \dot{W}_{fb,f} / \dot{W}_{T,f} \quad (9.24)$$

であり、次の条件が提示される。

i) $0 \leq B_{fb,f} \leq (MR_{ob} - MR_c) / (MR_{ob} - MR_{fb})$ の時

$$B_{ob,f} \leq (MR_c - MR_f - B_{fb,f}) / MR_{ob} \quad (9.25)$$

$$\frac{\dot{W}_{ob}}{\dot{W}_T} \leq \left(\frac{1+MR_{ob}}{1+MR_c} \right) \left(\frac{MR_c - MR_{fb} \cdot B_{fb,f}}{MR_{ob}} \right) \quad (9.26)$$

ii) $(MR_{ob} - MR_c) / (MR_{ob} - MR_{fb}) \leq B_{fb,f} \leq 1$ の

時

$$B_{ob,f} \leq 1 - B_{fb,f} \quad (9.27)$$

$$\frac{\dot{W}_{ob}}{\dot{W}_T} \leq \left(\frac{1 + MR_{ob}}{1 + MR_c} \right) (1 - B_{fb,f}) \quad (9.28)$$

そして、 $B_{fb,f}$ のレンジに関係なく (9.29) 式が成立する。

$$\frac{\dot{W}_{fb}}{\dot{W}_T} = \left(\frac{1 + MR_{fb}}{1 + MR_c} \right) B_{fb,f} \quad (9.29)$$

LOX/RP-1 ($MR_c = 2.4$, $MR_{fb} = 0.3$, $MR_{ob} = 50$, $T_1 \sim 1000^\circ\text{K}$) と LOX/LH₂ ($MR_c = 7$, $MR_{fb} = 1$, $MR_{ob} = 75$, $T_1 \sim 1000^\circ\text{K}$) の場合に、これらを求めてみると、

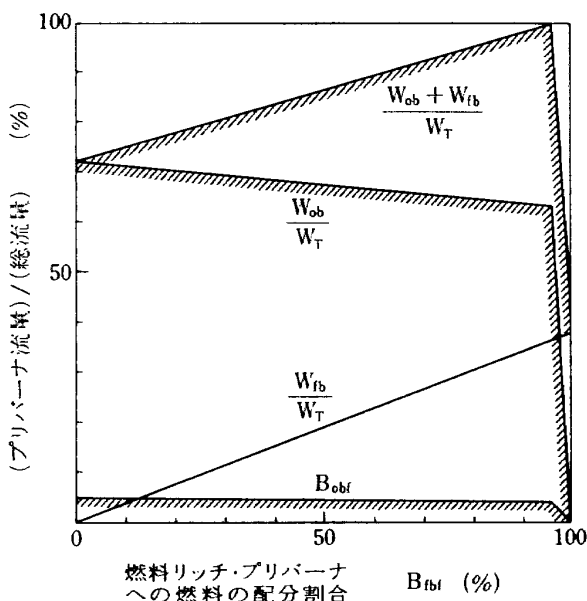


図 9.24 LOX/RP-1 ($MR_c = 2.4$, $MR_{fb} = 0.3$, $MR_{ob} = 50$) においてとりうる各プリバーナ流量の範囲

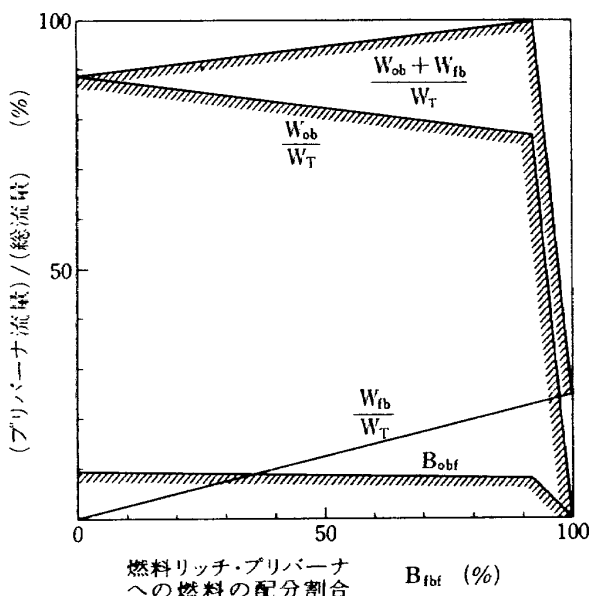


図 9.25 LOX/LH₂ ($MR_c = 7$, $MR_{fb} = 1$, $MR_{ob} = 75$) においてとりうる各プリバーナ流量の範囲

図 9.24 と図 9.25 を得る。図 9.24 を例にとると、燃料流量の約 90 % を FRPB に供給した場合、推進剤全量の約 35 % を FRPB に、約 64 % を ORPB に供給できる。 $B_{fb,f}$ が 0 ~ 95 % の範囲ではプロペラント流量の 72 ~ 100 % をタービン駆動に利用できる。これらの図で、 $B_{fb,f} = 0\%$ は ORPB のみの使用を、 $B_{fb,f} = 100\%$ は FRPB のみの使用を意味する。

(2) トッピング・サイクルのパワー・バランス

トッピング・サイクルのパワー・バランスについて検討を行なう。ポンプ流量 W_p は、それぞれ、酸化剤については (9.30) 式、燃料については (9.31) 式で与えられる。

$$\dot{W}_{p,o} = \dot{W}_T \cdot MR_c / (1 + MR_c) \quad (9.30)$$

$$\dot{W}_{p,f} = \dot{W}_T / (1 + MR_c) \quad (9.31)$$

ポンプ出口からタービン入口までの圧損係数を

$\xi (= \frac{P_p - P_1}{P_p})$, タービン出口から推力室までの圧損係数を $\delta (= \frac{P_2 - P_c}{P_c})$ とする時、タービンの圧力比は (9.

32) 式で与えられる。

$$P_2 / P_1 = \zeta P_c / P_p \quad (9.32)$$

ここで、 $\zeta = (1 + \delta) / (1 - \xi)$ であり、 ζ をシステム圧損係数と呼ぶ事にする。計算を簡略化するために、 $P_{p,o} = P_{p,f} = P_p$ とし、タービン駆動ガスの比熱と比熱比をそれぞれ、 \bar{C}_p と \bar{k} とおくと、(9.20) 式に (9.30) ~ (9.32) 式を代入して次式を得る。

$$P_c = \frac{P_p}{\zeta} \left(1 - \frac{P_p}{A} \right)^{\frac{\bar{k}}{\bar{k}-1}} \quad (9.33)$$

ここで、 $A = \bar{\rho} \cdot \eta_p \cdot J \cdot \eta_t \cdot \bar{C}_p T_1 (\dot{W}_t / \dot{W}_T)$ で、 A は圧力の次元を有する。その物理的意味は、ある仮想エンジン・システムにおいて、パワー・バランスの点でポンプ流量 1 kg/sec のターボポンプに許容されるポンプ吐出圧という事になる。 A をターボポンプ吐出圧パラメータと呼ぶ事にする。

但し、 $\bar{\rho}$ は次の式で定義される。

$$\frac{1}{\bar{\rho}} = \frac{1}{1 + MR_c} \left(\frac{MR_c}{\rho_o} + \frac{1}{\rho_f} \right)$$

そして (9.33) 式より P_c は (9.34) 式の P_p^* において極大値を持ち、 P_p^* も極大値も A に比例する事がわかる。

$$P_p^* = \frac{\bar{k} - 1}{2\bar{k} - 1} A \quad (9.34)$$

P_p を一定にした時の A に対する推力室圧力 P_c の変化をみると、 A が増加する時に単調に増加し、 A が大きくなる程、その増加の割合は小さくなる。又、各部の圧損が大きくシステム圧損係数 ζ が大きくなると P_c は急速に

小さくなる。これらの定性的な性質を図 9.26 に示す。 P_c に極大値が出る理由は、トッピング・サイクルでは常に $P_2 > P_c$ が要求されるので、ポンプ揚程を不必要に大きくするとタービン仕事が増えすぎてタービン出口圧が下ってしまう事による。 A が大きいという事は、ポンプ所要動力が小さく(ρ , η_p が大きい)、タービン仕事が多い(η_t , $C_p T_1$, \dot{W}_t / \dot{W}_T が大きい)事を意味する。 A に含まれるこれらのパラメータはシステムあるいは材料の制限を受けるため、トッピング・サイクルでシステム上とりうる最大の燃焼圧も制限を受ける事になる。例えば、LOX/LH₂のエキスパンダー・サイクルやFRPBのみの二段燃焼サイクルについて詳細な計算を行なうと図 9.27 や図 9.28 のようになり、エキスパンダー・サイクルでは 50 ata まで、二段燃焼サイクルでは約 210 ata 程度にしか、燃焼圧を上げられない事がわかる。

次に、FRPBとORPBを有するトッピング・サイクルについて考えてみる。LOX/LH₂の場合にLOXポンプ-ORPB, LH₂ポンプ-FRPBとする。 $\bar{\rho}$ としてはLH₂ポンプで(9.35)式, LOXポンプでは(9.36)式で定義される。

$$\bar{\rho} = \rho_f (1 + MR_c) \quad (9.35)$$

$$\bar{\rho} = \rho_o (1 + MR_c) / MR_c \quad (9.36)$$

その他の定数として

$$MR_c = 7 \quad \eta_{p,o} = \eta_{p,f} = 0.7 \quad \eta_t = 0.8$$

$$\alpha = 0.15 \quad \beta = 0.21 \quad r = 1.42 \quad \rho_f = 70 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_o = 1140 \text{ kg/m}^3$$

$$\text{FRPB: } MR_{fb} = 1, \quad C_p = 1.9, \quad \kappa = 1.36$$

$$T_1 \sim 1000^\circ\text{K}$$

$$\text{ORPB: } MR_{ob} = 75, \quad C_p = 0.26, \quad \kappa = 1.34$$

$$T_1 \sim 1000^\circ\text{K}$$

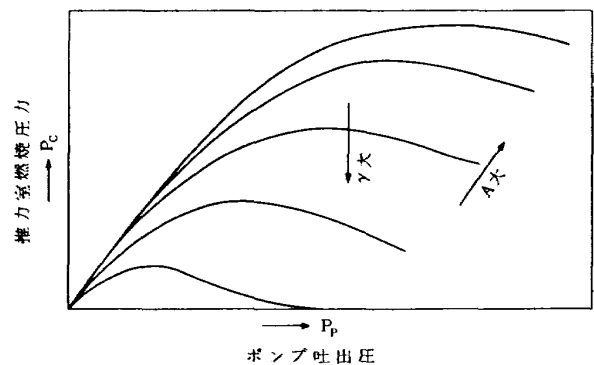


図 9.26 燃焼圧とポンプ吐出圧及びターボポンプパラメータの関係

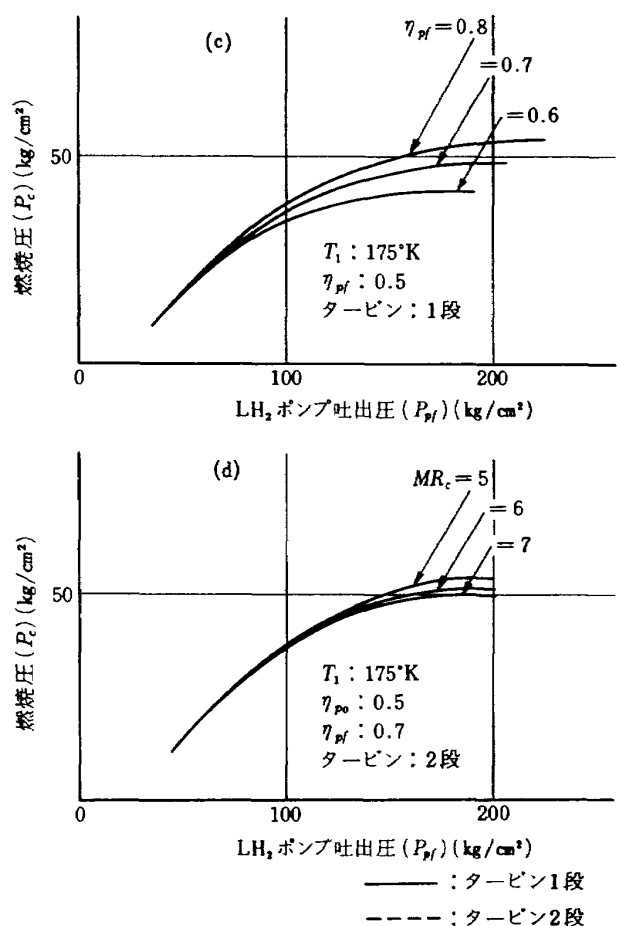
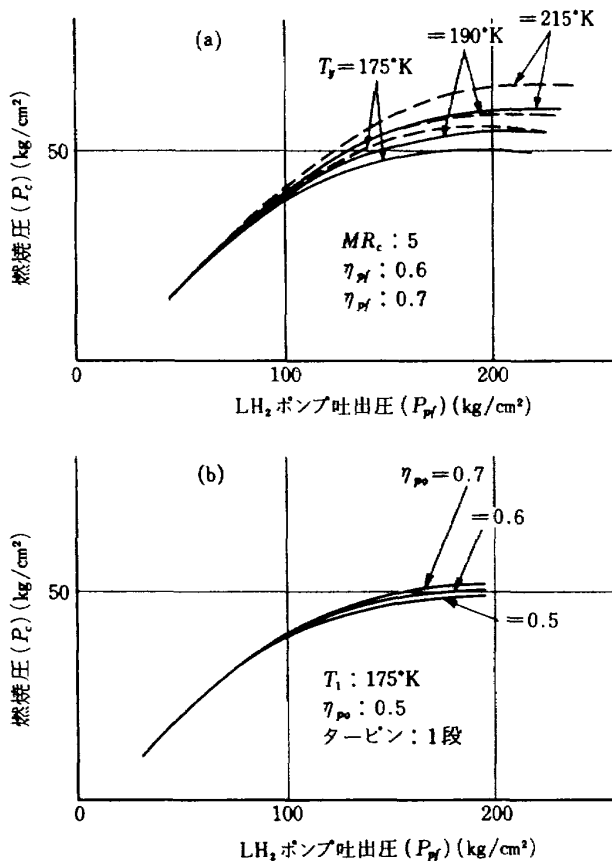
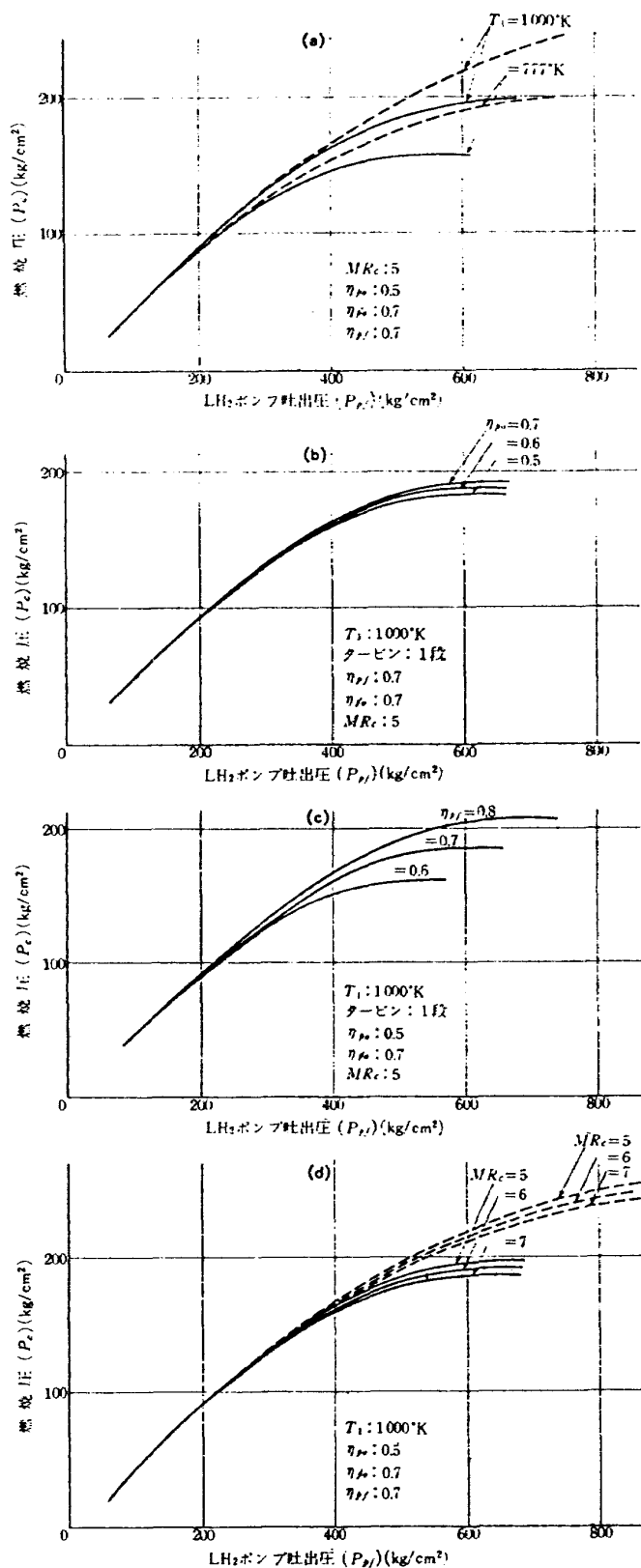


図 9.27 燃焼圧 - LH₂ ポンプ吐出圧の関係 (エキスパンダー・サイクル)^{9.4)}

を仮定して計算すると図 9.29 を得る。図の 9.25 の B_{bf} $\approx 90\%$ に対応する P_c の上限値として約 300 ata を見込める事がわかる。この時のポンプ吐出圧は約 800 ata と



(注) — : タービン 1 段
 : タービン 2 段

図 9.28 燃焼圧 - LH₂ ポンプ吐出圧の関係
 (ステージドコンパッション・サイクル)^{9.4)}

なる。次に

$$MR_c = 2.4 \quad \eta_{p,o} = \eta_{p,f} = 0.7 \quad \eta_t = 0.8$$

$$\alpha = 0.15 \quad \beta = 0.21 \quad r = 1.42 \quad \rho_f = 800 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_o = 1140 \text{ kg/m}^3$$

$$\text{FRPB: } MR_{fb} = 0.3 \quad C_p = 0.71 \quad \kappa = 1.16$$

$$T_1 \sim 1000^\circ\text{K}$$

$$\text{ORPB: } MR_{ob} = 50 \quad C_p = 0.26 \quad \kappa = 1.34$$

$$T_1 \sim 1000^\circ\text{K}$$

を仮定して LOX / RP-1 について計算すると図 9.30 を得る。前と同様に図 9.24 と対照してみると P_c は約 350 ata まで上げられる事がわかる。この時の組合せは LOX ポンプ - ORPB, RP-1 ポンプ - FRPB である。この計算には FRPB ガスの C_p として凍結平衡の値を使ったが、もし FRPB ガスがタービンで膨張する時に移行平衡の変化をするなら $C_p = 2.23$ となり、図 9.30 に示したようにパワーバランスの観点からは P_c を約 500 ata まで上げる事ができる。

(3) トッピング・サイクルの利点

このような二系統のプリバーナを有するトッピング・サイクルには次のような利点がある。まずブリード・サイクルのようなブリードによる比推力損失なしに燃焼圧を上げられる事は勿論であるが、サイクルのパワー・バランスから生ずる燃焼圧の上限をエキスパンダー・サイ

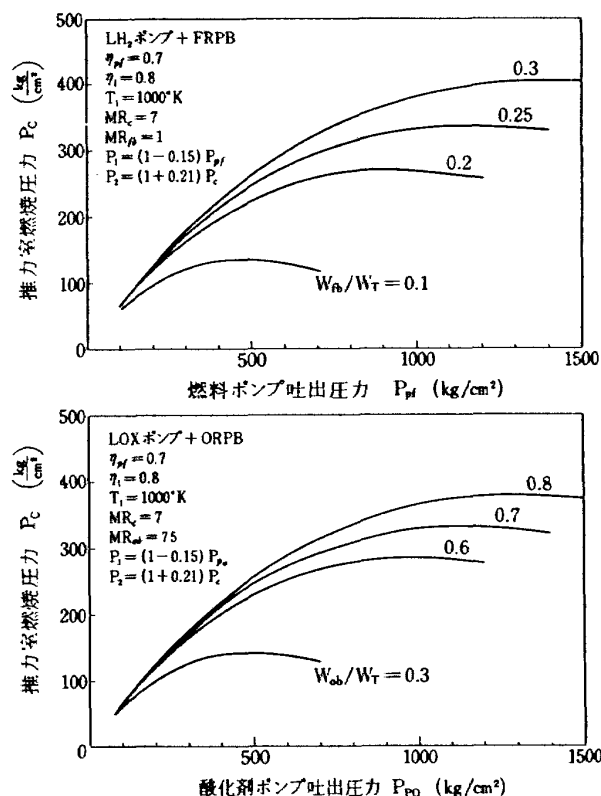


図 9.29 燃焼圧とポンプ吐出圧及びタービン
 ガス流量の関係 (LOX/LH₂)

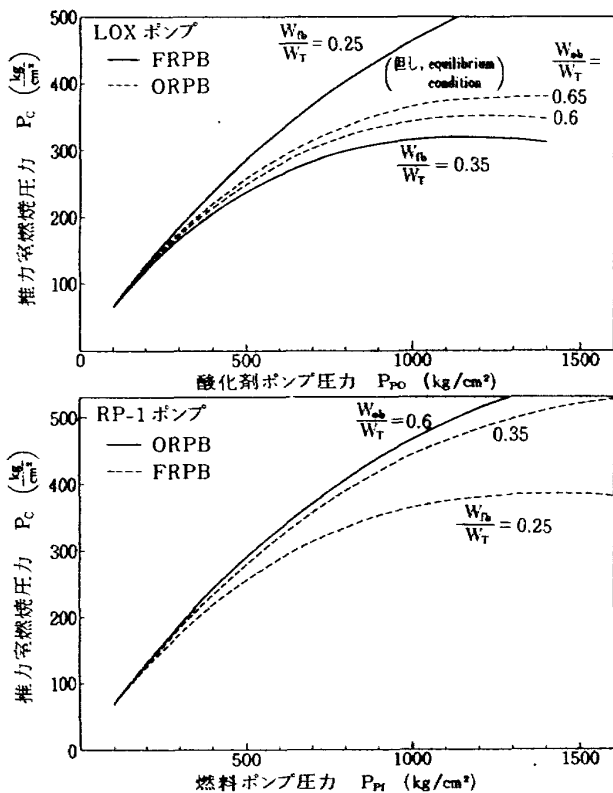


図 9.30 燃焼圧とポンプ吐出圧及びタービン
ガス流量の関係 (LOX/RP-1)

クルや一系統のプリバーナしか持たないトッピング・サイクルに比べて引上げられ、これによって高い比推力を得る事ができる。もし燃焼圧を上限值より低くとり他のサイクルの上限值程度にすれば、タービン駆動ガス流量が多い分だけタービン入口温度を下げる事ができ、その結果プリバーナや配管などへの熱負荷も下がるためにエンジンの信頼性や寿命の点で有利となる。推力室での燃焼を考えると高温ガス同志の燃焼となるため、着火性が向上し(空気中での発火点はケロシンが約 300℃, 水素が約 570℃), 更に従来のようなプロペラントの蒸発過程が省かれるので燃焼効率の向上が期待できる。そして高温ガス同志が噴射器に入るために噴射器の熱応力が緩和される。この他に、LOXポンプーORPB、燃料ポンプーFRPBの組合せの時はターボポンプ・アセンブリのシールの構造設計が楽になる面がある。

(4) トッピング・サイクルの欠点

トッピング・サイクルのシステム上の欠点はポンプ吐出圧が燃焼圧に対してかなり高くなる事である。特に水素のように密度が小さいとポンプ開発上の困難さが増してくる。もし高圧ポンプ開発が著しく困難な場合は、図 9.31 のようにトッピング・タービンの他にタービン出口圧が燃焼圧より低くて済むブリード・タービンを併用する事によって所要のポンプ動力を生み出し、ポンプ吐出圧を低減する事も考えられる。但しブリード比にみあ

た比推力低下はやむを得ない。トッピング・タービンによるポンプ揚程が所要全揚程に占める割合を ψ とする時の所要ブリード比と所要ポンプ揚程の計算例を図 9.32 と図 9.33 に示す。

(5) 単段シャトル用トッピング・サイクル・エンジン
トッピング・サイクルの変形として、この他に 2 モード単段シャトル用として考えられた LOX/ケロシン/LH₂ の二元燃料エンジンと並列燃焼エンジンがあり、それぞれ図 9.34 と図 9.35 に示す。これらのエンジンの特徴は、LOX/ケロシン・モードの推力室の冷却にケロシンを使わず、前者は LOX を、後者は LH₂ を使っている事である。これらのエンジンは繰返して使用される事を前提としており、冷却にケロシンを使用すると、高温でコーキングを起こし、これが熱抵抗や圧損の増加を招き、しかもこの堆積層は時間と共に成長するため著しく不都合を生ずるためである。LOX を冷却に使う場合は、低圧であると沸騰の問題が生ずるが臨界圧以上の高圧ではその心配はない。冷却剤の冷却能力の一つの目安として参考文献 9.7 に定義される最大冷却能力 ψ_{\max} がある。

$$\psi_{\max} = \frac{\dot{W}}{A_{th}} \int_{T_{in}}^{T_{\max}} C_p dT = \frac{\dot{W}}{A_{th}} (H_{\max} - H_{in}) \quad (9.37)$$

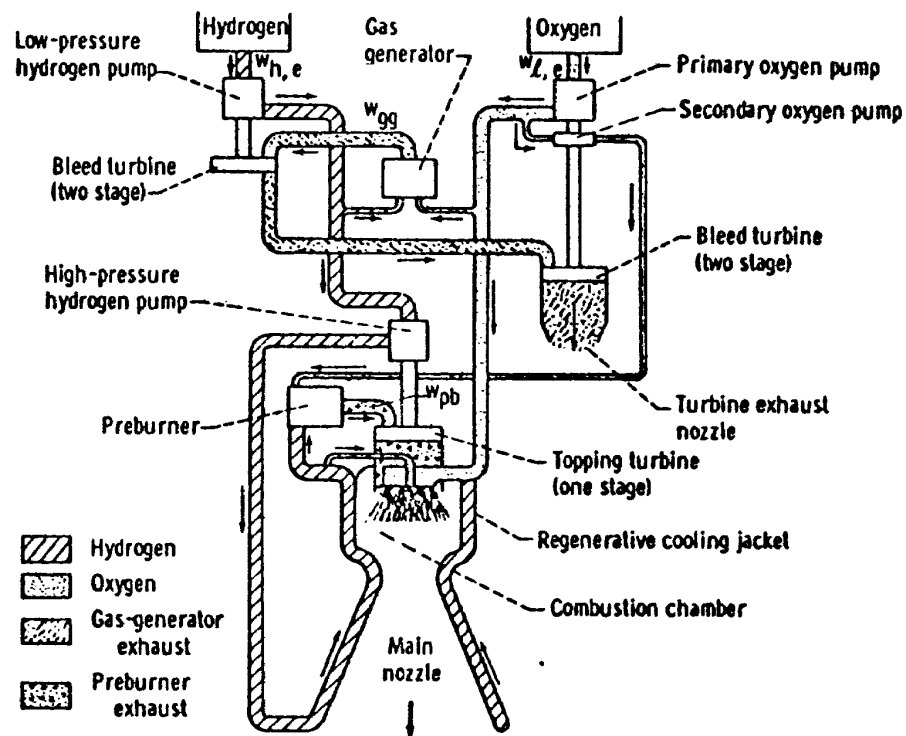
図 9.36 に示す諸元の二元燃料エンジンについて ψ_{\max} を求めると図 9.37 を得る。但し RJ-5 の代りに JP-4 のデータを使用した。このエンジンは Beichel が 2 モード単段シャトル用に提案したものである。ケロシンはコーキング温度により T_{\max} が決まり、高圧の LOX/ケロシン・モードでは LOX の方が有利となる。LOX/LH₂ モードでは水素の方が明らかに有利であるが、このエンジンではモード切替の際に冷却通路の中に可燃予混合気ができる恐れがあるため、このモードでも引き続き LOX を冷却剤にしている。

9.4 高圧燃焼液体ロケット・エンジン開発上の諸問題

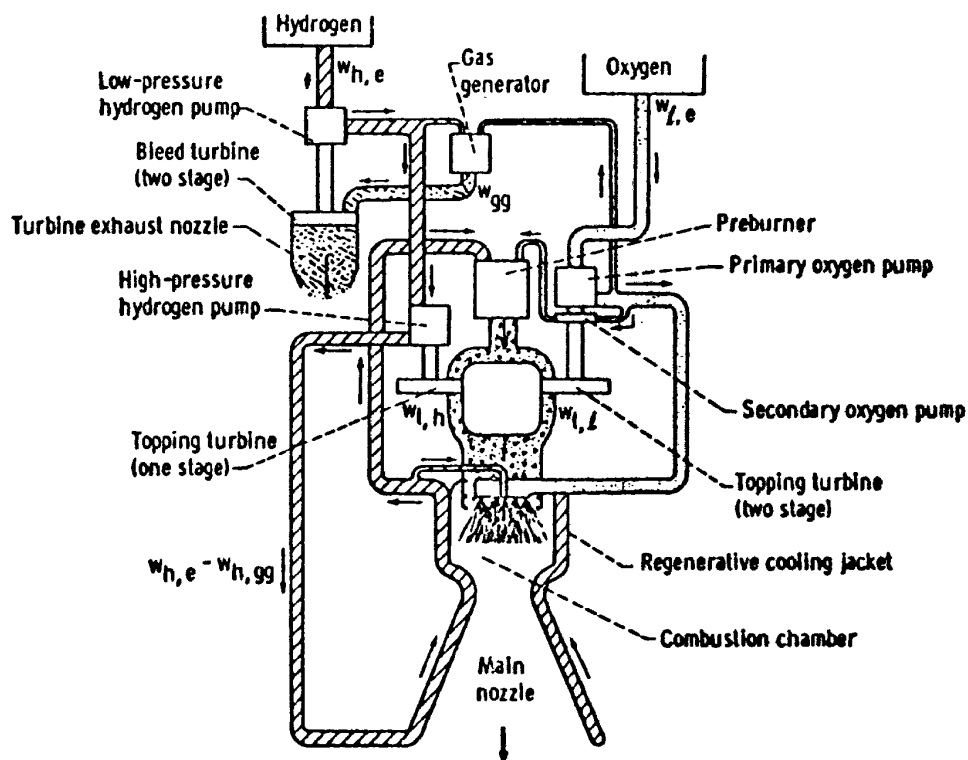
エンジンを、ターボ・ポンプ、プリバーナまたはガス・ジェネレータ、推力室などのコンポーネントに大別し、これにエンジン制御も考慮に入れて、高圧化に伴って生ずる主要な問題を抽出して検討を行なう。燃焼圧として、LOX/LH₂ で約 200 ata, LOX/ケロシンで約 300 ata を仮定した。

(1) ターボ・ポンプ

ポンプの吐出圧はエンジン・サイクルにより異なるが、G・G サイクルではほぼ燃焼圧に近い値が、そしてトッピング・サイクルでは LOX/LH₂ で約 400 ata, LOX/

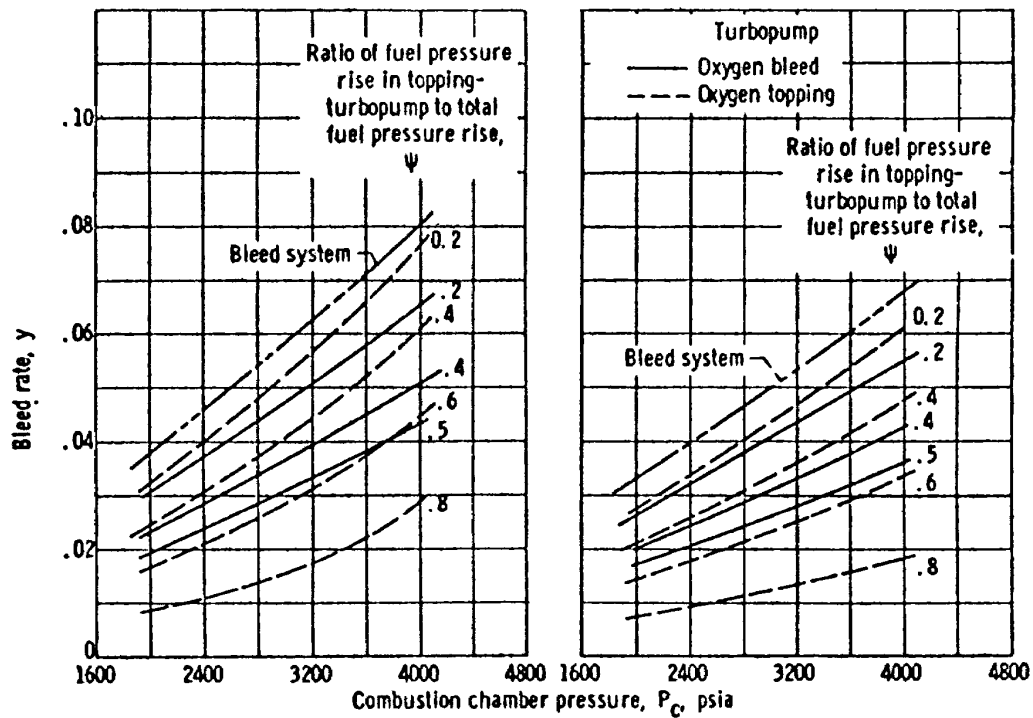
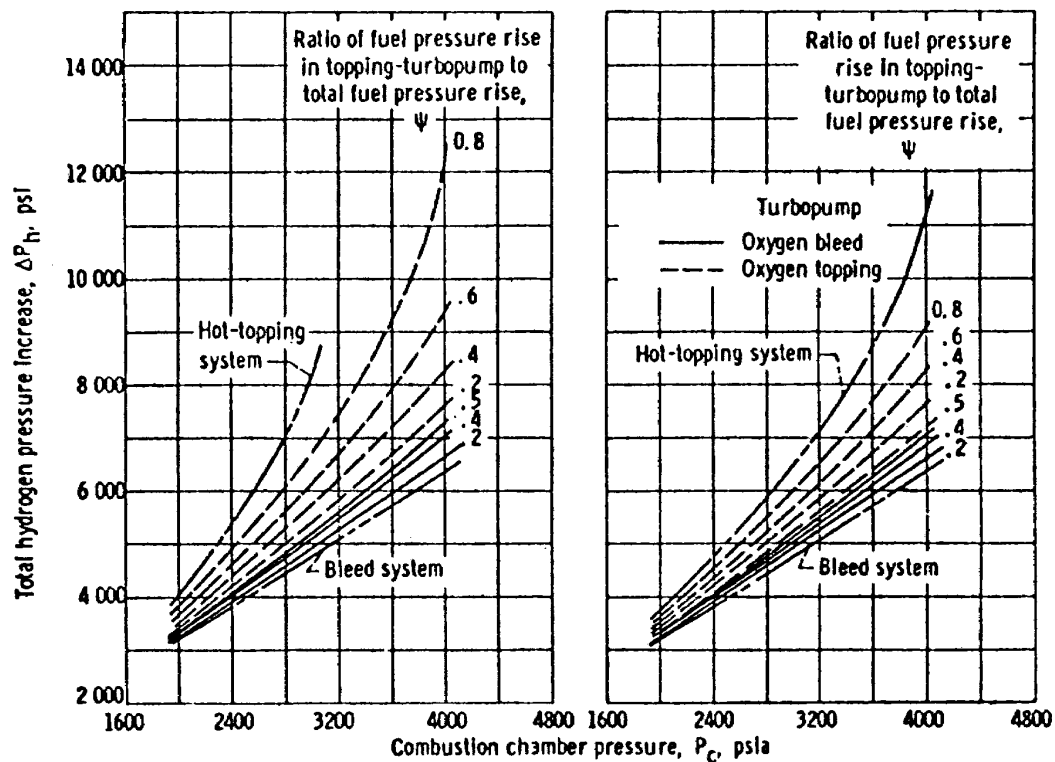


(a) Oxygen pump driven by bleed turbine.



(b) Oxygen pump driven by topping turbine.

図 9.31 ブリード・タービン併用トッピング・サイクル系統図^{9.5)}

(a) Turbine inlet temperature, 1400°R .(b) Turbine inlet temperature, 1800°R .図 9.32 ブリード・タービン併用トッピング・サイクルのブリード比と燃焼圧力、トッピング・タービン仕事比の関係^{9.5)}(a) Turbine inlet temperature, 1400°R .(b) Turbine inlet temperature, 1800°R .図 9.33 ブリード・タービン併用トッピング・サイクルにおける燃料ポンプ圧と燃焼圧力、トッピング・タービン仕事比の関係^{9.5)}

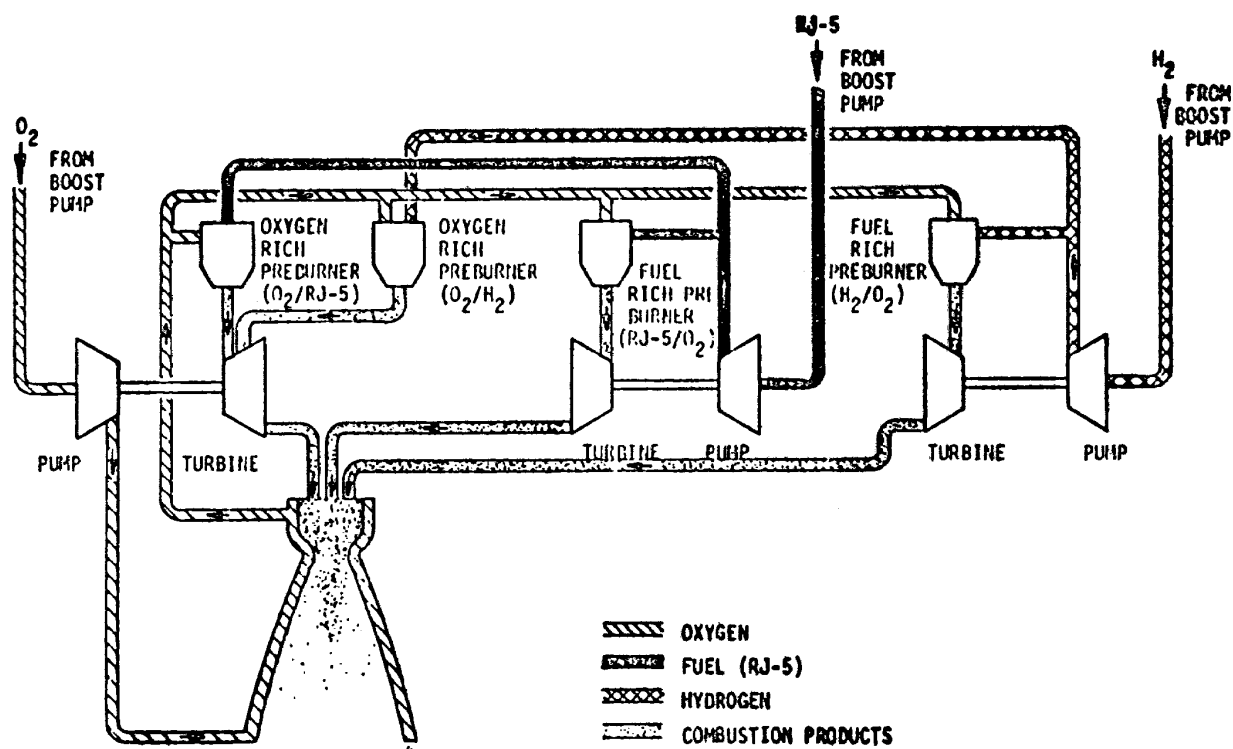


図 9.34 2モード推進用(直列燃焼)二元燃料, 酸素冷却トッピング・サイクル・エンジン系統図^{9.3)}

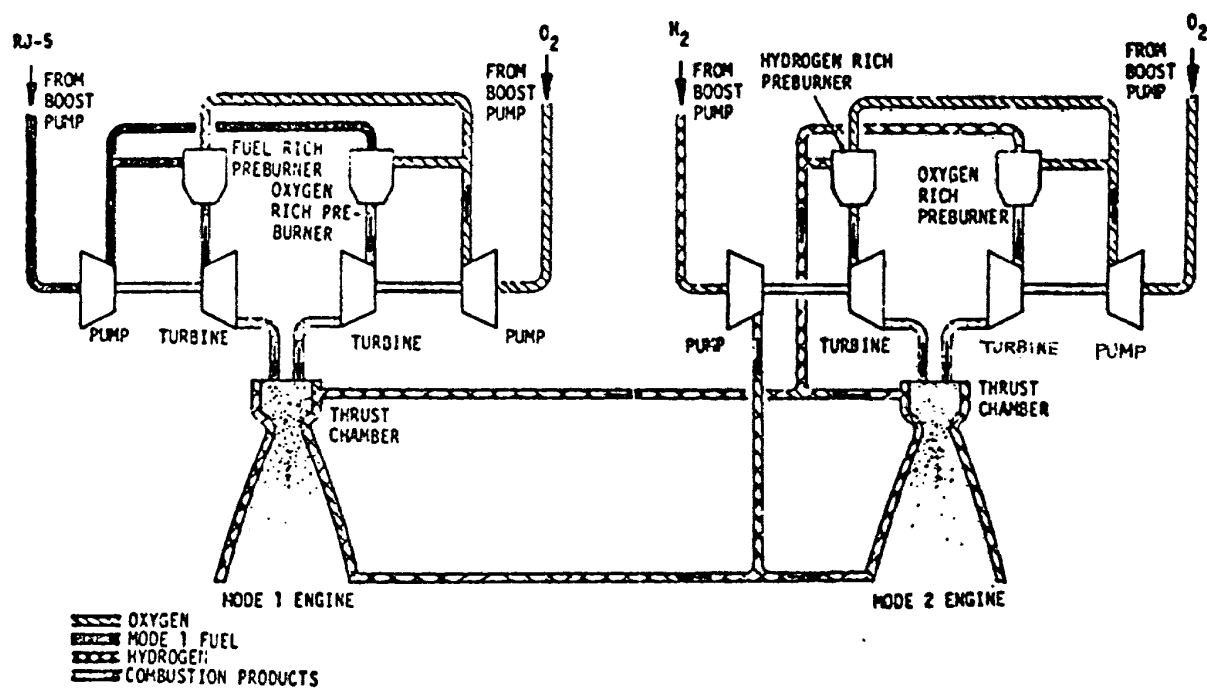
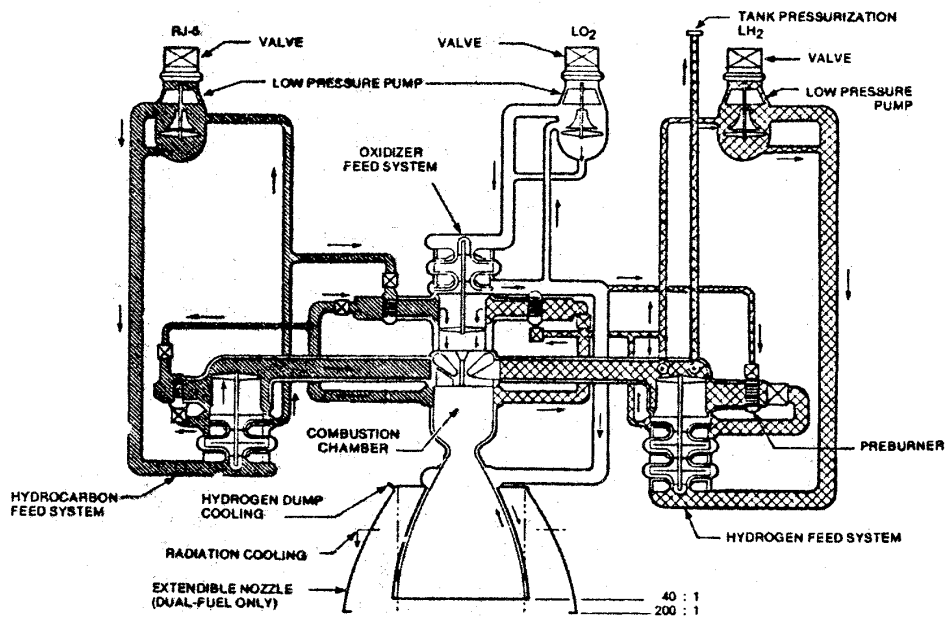
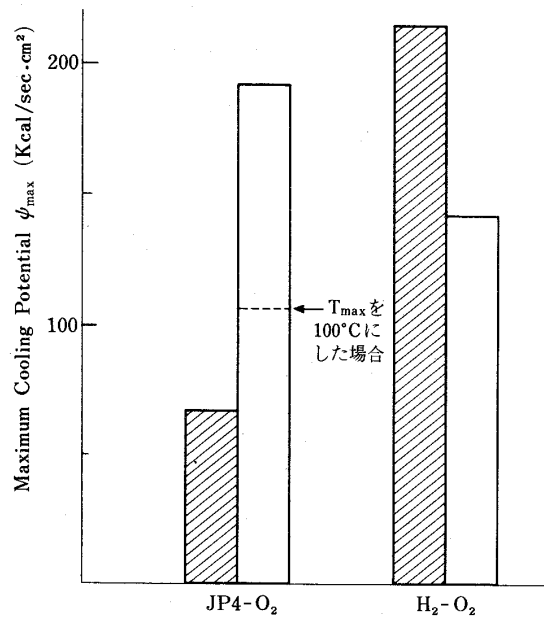


図 9.35 2モード推進用(並列燃焼)トッピング・サイクル・エンジン
(水素冷却・LOX/RJ-5) + (水素冷却・LOX/LH₂)^{9.3)}

Engine characteristics	Basic O ₂ /RJ-5	Dual-Fuel O ₂ /RJ-5/H ₂
Sea-level thrust, lb	680,000	680,000
Vacuum thrust, lb	735,300	735,300/588,400
Specific impulse, sec	319.6 (sl)/345.6 (vac)	319.6 (sl)/461.5 (vac)
Expansion ratio	40	40/200
Chamber pressure, psia	4000	4000/3000
Oxidizer: fuel ratio	2.40	2.40/7.0
Oxidizer flow, lb/sec	1501.9	1501.9/1115.6
Fuel flow, lb/sec	625.8	625.8/159.4

図 9.36 二元燃料エンジン案^{9.8)}

(流量, 推力室寸法は図 9.36 を参照)

T_{in}	JP4 常温 (15°C)	H ₂ 沸点 (≈20°K)	O ₂ 沸点 (≈90°K)
T_{max}	コーキング 限界 (255°C)	壁材との適合 (600°K)	←←

図 9.37 高圧 LOX/ケロシン/LH₂ エンジンの最大冷却能力

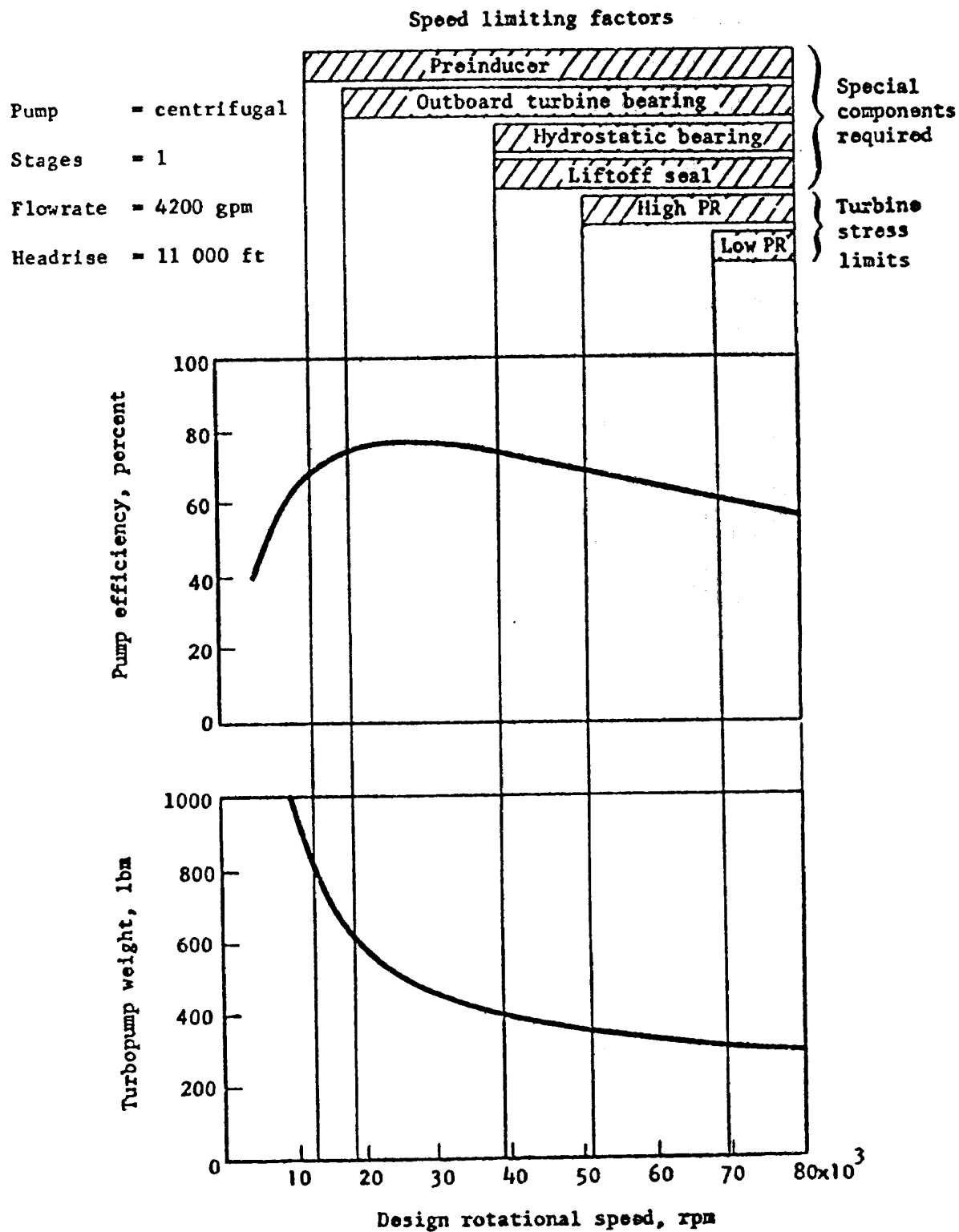


図 9.38 LOX ターボ・ポンプにおける回転速度の影響と速度を制限する因子^{9.9)}

ケロシンでは約 650 ata と、ほぼ 燃焼圧の 2 倍の値が必要となる。トッピング・サイクルの場合を水頭に換算すると次のようになる。

LOX/LH₂ : LOX - 3,500 m, LH₂ - 57,000 m

LOX/ケロシン : LOX - 5,700 m,

RP - 1 - 8,100 m,

RJ - 5 - 6,000 m

ポンプ一段当りの水頭は (9.38) 式で表わされる。

$$H = \psi (U_t)^2 / g \quad (9.38)$$

ここで ψ = 圧力係数

U_t = 周速度

g = 重力加速度

高圧ポンプにおいて、いたずらに段数を増すと構造が複雑となり、ポンプ重量も増加するので、システムとして

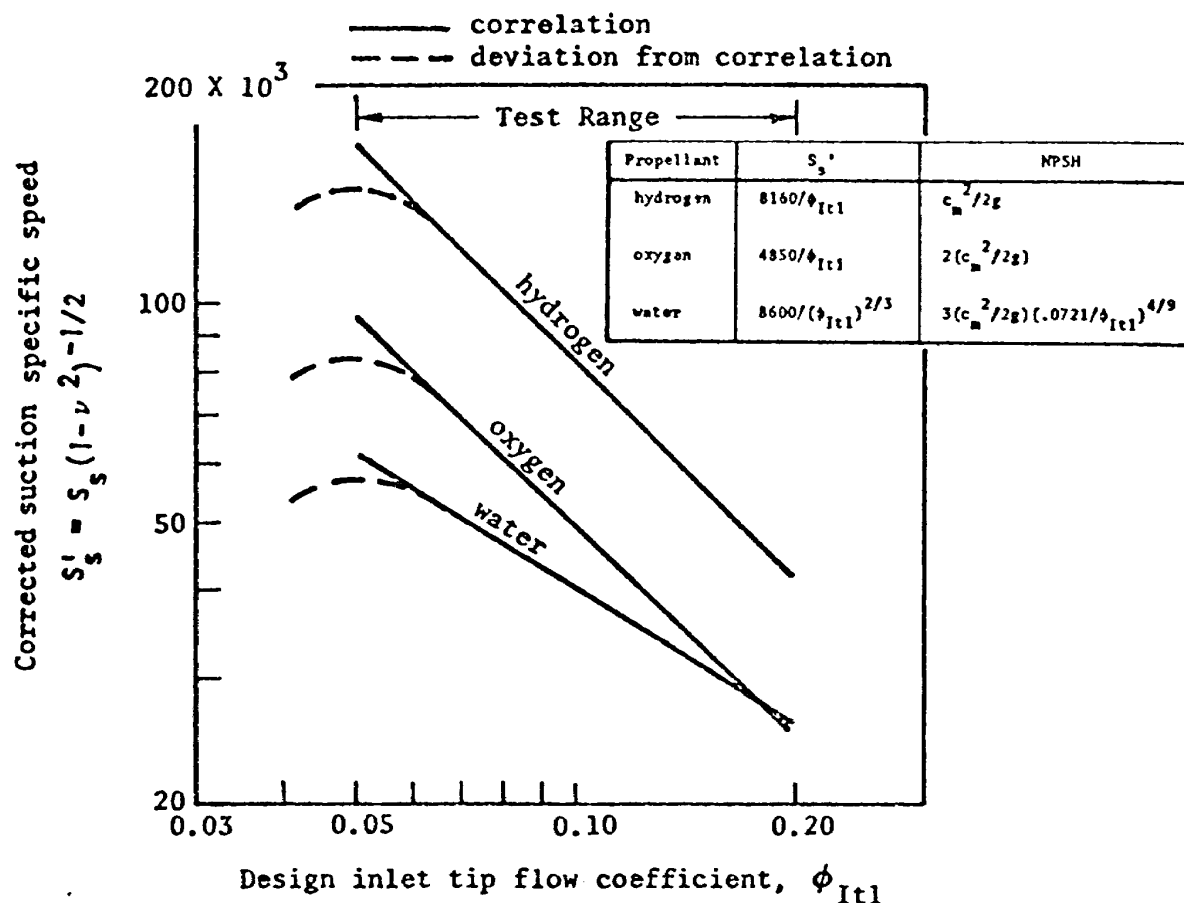


図 9.39 キャピテーション・性能に及ぼすインデューサ入口流量係数の影響^{9.9)}

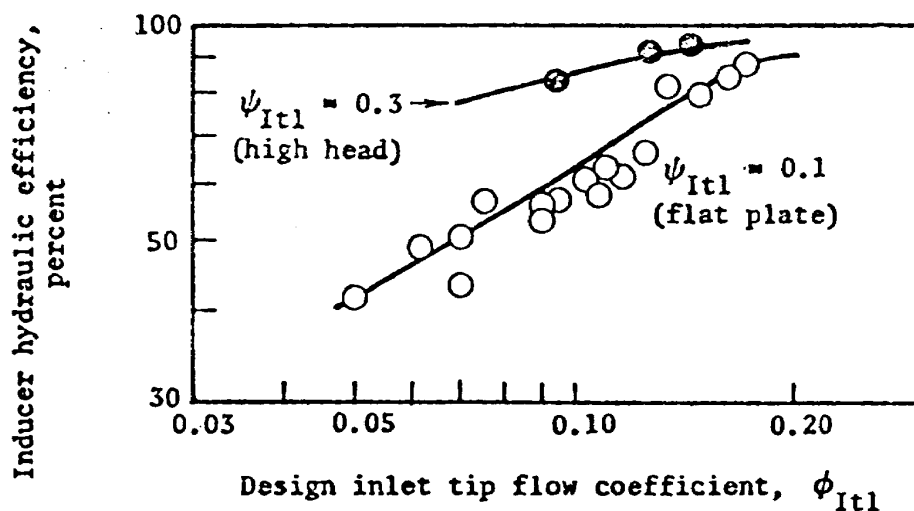


図 9.40 インデューサ効率に及ぼすインデューサ入口流量係数の影響^{9.9)}

はできるだけ一段当りの水頭を上げる方が望ましい。そのためには、圧力係数の改善を図りながら周速度を上げねばならない。この場合にポンプ重量を抑えるという目的のためには回転速度を上げなければならないが、ターボポンプの高速化を進めるについては図 9.38 に示されるような、いくつかの障害がある。以後に、これらの問題について若干の検討を行なってみる。

まず第一にキャビテーションによるインデューサの吸込速度の限界がある。インデューサの効率と(9.39)式で示される吸込比速度の傾向を図 9.39 と図 9.40 に示す。

$$S'_s = \frac{nQ^{1/2}}{(NPSH)^{3/4} (1 - \nu^2)^{1/2}} \quad (9.39)$$

ここで NPSH = 正味吸込水頭

$\nu = (\text{入口ハブ径}) / (\text{入口チップ径})$

N = 回転数

Q = 流量

インデューサ入口の流量係数、 ϕ_{IT1} を小さくすると S'_s を上げられるが(但し $\phi_{IT1} \approx 0.05$ に極大値)、同時に効率も下ってしまうので、インデューサの設計に当っては、ターボポンプの重量、ポンプ効率、タンク重量、寿命などのバランスを考慮しながら進めなければならない。キャビテーションによるインデューサ回転速度の限界を克服する一つの方法は、メイン・インデューサの前に低速のプリアンデューサを置く事によりメイン・ポンプ入口の NPSH を大きくし、メイン・ポンプを高速化する事である。この時の問題は前置ポンプの動力源の選定と、メイン・ポンプとのマッチングとなる。

二番目の限界はころがり軸受の DN (軸径 × 回転速度) である。DN は潤滑や疲労などから許容値が定まるが、寿命の点からは許容値よりできるだけ小さい事が望ましい。軸径を小さくすれば回転速度を上げられるが、軸径はターボポンプのサポート位置や危険速度と関係しており、特にスロットリングを行なう場合にはこの面から慎重な検討を要する。又、高速化に際しては軸シールの問題も極めて重要であり、メカニカル・シールやフロッピング・シール、リフトオフ・シール等の選択およびそれらの詳細設計に当っては、適正なシール面圧の選定、リーク量や静トルクの低減および軸方向の遊びに対する対応等の問題がある。

更に高速になると、これらの他に遠心力による回転体の強度が問題となる。特にタービンの場合、遠心力限界はタービン翼を冷却する事によって緩和できるが、極低温プロペラントを冷却に使用すると熱応力および熱疲労の問題が生ずる。

ポンプ軽量化の一つの例として、 420 kg/cm^2 の SS

ME の LH_2 ポンプを取上げてみる。この場合はインデューサを二つに分けてキャビテーションを解決し、三段の高圧ポンプを 36,000 rpm で回転している。更にインペラーや入口マニホールドにチタンを、ディフューザにアルミを使い、図 9.41 のように J-2 の約 5 倍の出力密度を達成している。

(2) プリバーナ

プリバーナの目的はタービン駆動用のガスを得る事であり、所要エンタルピを有するガスが生成できれば良く、その意味では推力室ほどには燃焼効率は重要ではないとも考えられる。しかし、エンジン重量を軽くするためには、燃焼や混合に必要なプリバーナ容積をできる限り小さくしなければならない。プリバーナの燃焼は量論比から大きく外れた混合比でなされる事になるので、バーナ構造や着火および燃焼方法に工夫が要である。FRPB あるいはガス・ジェネレータに関しては、特に高圧である点を除けば従来のガス・ジェネレータとの大きな差異はなく、この経験を有効に生かせる。プロペラントが LOX / ケロシンの場合は、今後のエンジンが長寿命を要求されるようになる事を考慮すると、タービン保守の面から煤やコーキングの発生を極力減らす努力が必要になる。ORPB の実例は少なく、知る限りでは図 9.42 に示す MB B 社の酸素冷却 LOX / ケロシン・エンジンだけである。ORPB はバーナにおける混合比が極端な酸素雰囲気であるため、バーナ構造や燃焼の分布によっては局所的な高温領域が生じてバーナ壁や配管の焼損の恐れがある。このため ORPB の燃焼とガス流動に関する十分な研究が必要であろう。

(3) 推力室

推力室においては、高圧化による高性能という利点を生かすためには、高い燃焼効率を得る必要がある。トッピング・サイクルでは気相同志の燃焼となり、霧化や蒸発の過程が取除かれるという点では有利であるが、反面未だに十分な説明がなされていない高温高圧ガスにおける乱流輸送現象の重要性が増してくる。高圧化による推

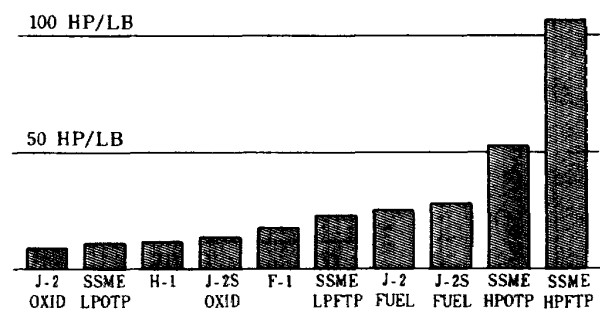


図 9.41 Saturn 及び SSME エンジンにおけるパワー密度^{9,10)}

Propellants	LOX / Kerosen
Thrust	5000 kp (50 KN)
Chamber pressure	85 bar
Prop-mixture ratio	2,7
Spec. Impulse (sealevel)	306 s
Combustion efficiency	98 %
Flowrate LOX	11,9 kg/s
Flowrate RPT	4,4 kg/s
MR-range	2,1 - 4
Thrust throttling range	500 - 5000 kp

Characteristics of the MBB 50 KN
LOX/Kerosene Topping Cycle Engine

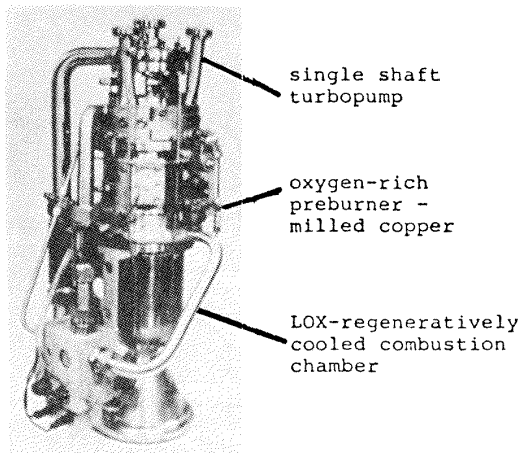


図 9.42 50 KN LOX/ケロシン・トッピング・
サイクル・エンジン^{9.6)}

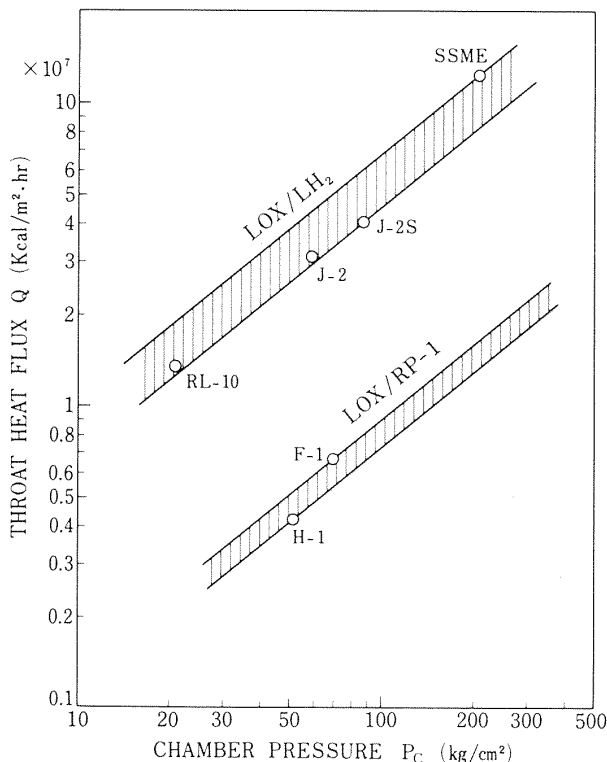


図 9.43 燃焼圧力とスロート熱流束の関係^{9.10)}

力室の最大の問題は冷却である。Bartz の簡便式^{9.11)}によると、ロケット・エンジンのガス側熱伝達係数は (9.40) 式で表わされる。これより h_g は $P_c^{0.8}$ に比例する事がわかる。

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_{th}^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{P_r^{0.6}} \right)_0 \left(\frac{P_c g}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_{th}}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_{th}}{A} \right) \sigma \quad (9.40)$$

但し、 σ は物性値の温度補正

従来のエンジンのスロート熱流束とその高圧における外挿値を図 9.43 に示すが、LOX/LH₂ では $P_c = 200 \text{ ata}$ で約 $1 \times 10^8 \text{ Kcal/m}^2 \cdot \text{hr}$ となる。LOX/ケロシンでは $P_c = 300 \text{ ata}$ で約 $2 \times 10^7 \text{ Kcal/m}^2 \cdot \text{hr}$ となる。LOX/ケロシンでトッピング・サイクルを採用した場合はガス相の燃焼となる事、そして高圧によって質量速度が増加する事から堆積カーボン層が従来のものより減少^{9.12)}、更に高熱流束になる可能性もある。そこでこれら推力室の冷却方法、あるいは壁の材料や構造および熱疲労といった問題が重要になってくる。

冷却方法としては比推力損失の少ない再生冷却が最も望ましく、問題は冷却剤の選定となろう。LOX/LH₂ の場合は図 9.35 にも示したように LH₂ を使用する事により高い冷却能力を期待できる。但し、水素を使用する際には、冷却の途中で臨界点を通過しなければならないが、臨界点の近傍では物性が急変化したり、図 9.44 に示す水の例のように高熱流束の時に熱伝達特性が低下する^{9.13)}事が考えられるので、予め十分な伝熱研究を必要とする。LOX/ケロシンの場合はケロシンがコーキングを起こすので図 9.37 のように LOX の方が高い冷却能力を期待できる事を考慮すると LOX が有利であるが、反面、酸化剤を冷却剤として使う際には、反応性を考慮した壁と

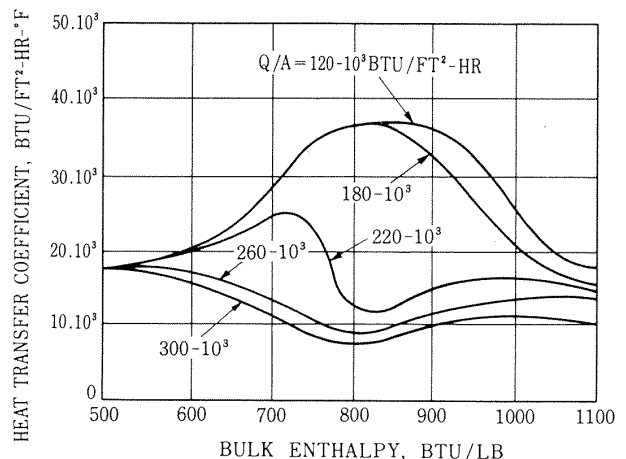


図 9.44 臨界領域における熱流束と熱伝達係数の
関係^{9.13)} ($G = 700 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{sec}$)

の適合性や、ピンホール発生時の危険性を指摘する意見がある。しかし、酸化剤冷却エンジンの実例がない訳ではなく、アジュナ・エンジンの RFNA, Aerojet 社における NTO, 我国でも LS-C ロケットにおける WFNA などの例がある。特に図 9.42 に示す MBB 社の LOX / ケロシン・エンジンは LOX 冷却の可能性を実証したものである。図 9.45 にはその冷却特性（計算値）を示すが、最大熱流束は $3 \times 10^7 \text{ Kcal/m}^2 \cdot \text{hr}$ である。同エンジンの燃焼試験から LOX の熱伝達整理式として (9.41) 式が得られている。

$$Nu = 0.018 Re^{0.8} Pr^{0.37} \quad (9.41)$$

但し、物性値はバルク温度で評価

しかし、より精度の高い整理式を得るには、単管の加熱試験により更に実験データを蓄積する必要がある。そして、水素と同様に臨界点近傍の熱伝達の挙動を明らかにする必要がある事も言うまでもない。

壁の材料に関して重要なパラメータは、熱伝導度と強度の二点である。まず熱伝導について考えると、材料の許容温度に制限がある事から、壁での厚み方向の温度差は殆ど決ってしまう。ところで、熱流束は $P_c^{0.8}$ に比例する事から、熱伝導から定まる壁厚は圧力が大きくなると小さくしなければならない。一方、許容応力を考慮すると圧力が高くなると壁厚を大きくしなければならない。

結局この両方から決まる壁厚が一致する圧力が材料の限界燃焼圧を決める事になる。この限界圧力を大きくとり、ゆとりを持たせるには、熱伝導率、許容温度と許容応力の大きい材料を使わねばならない。通常これらの条件をすべて満たす事は困難で、高圧の厳しい条件で使用するには適当な合金を使わねばならない。図 9.46 には四種類の金属についてこれらを検討した結果を示す。この他に、エンジン寿命に影響する材料の問題として、高温クリープ特性と燃疲労が考慮されねばならない。

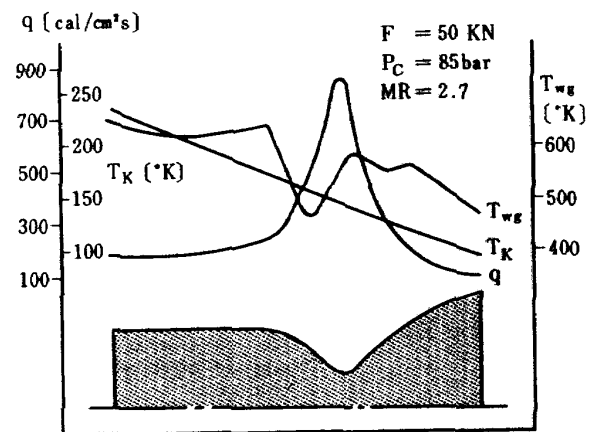


図 9.45 50 KN LOX 再生冷却燃焼器の熱伝達（計算値）
 q =heat flux, T_k =coolant temperature, T_{wg} =hot gas wall temperature

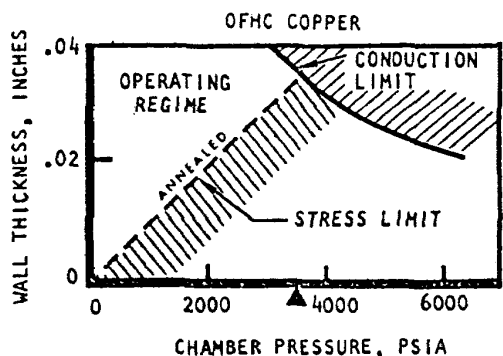
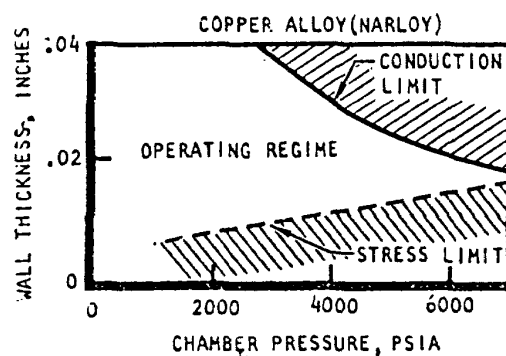
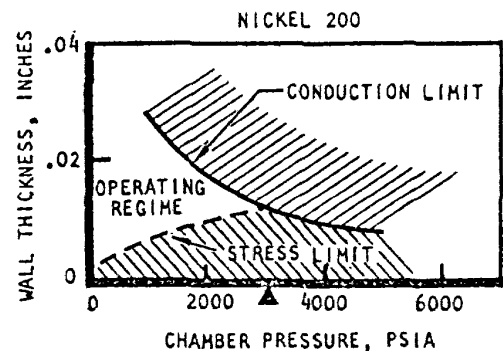
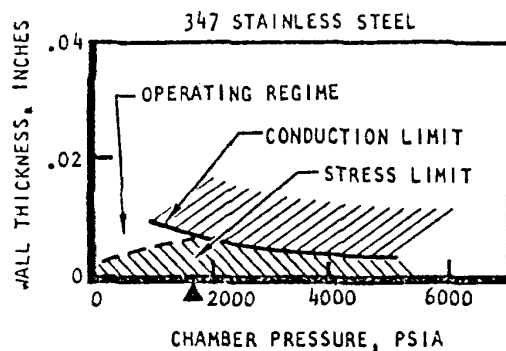
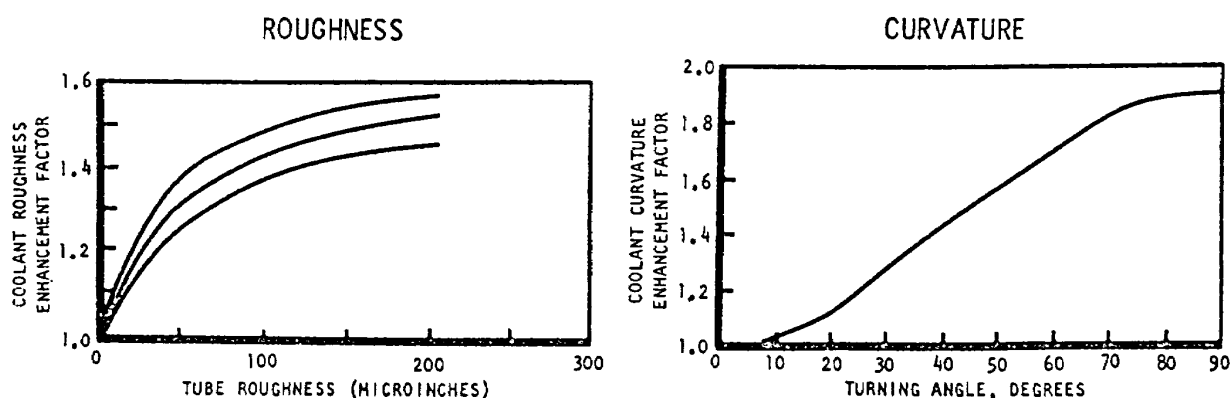


図 9.46 再生冷却の許容範囲^{9.14)}

図 9.47 冷却能力を高める因子及びその効果^{9.14)}

推力室の冷却管路の構造に、熱伝導の良い材料を使ったスロテッド・チャンバーが近年使用されるようになった。これは管構造に比較して次のような利点を持っている。すなわち図 9.47 に示すような表面粗さと形状の影響を設計に利用しやすい事、フィン効果が期待できる事、通路断面形状を自由にできる事などである。このために、高圧高熱負荷の推力室においてはこの構造が有望であるが、この製造法に関する経験を積む必要がある。

(4) エンジン制御

高圧のトッピング・サイクルにおいては、エンジン制御が重要になるものと思われる。すなわち、各ターボポンプの回転数、プリバーナの適正流量配分や出口温度、推力室の圧力と混合比などの多くの運転パラメータを監視し、かつ、スロットリングを含む操作を行なうにはコンピュータの力を借りねばならない。更にこれら監視のための高信頼度の検知器や高信頼度の制御弁も必要である。従って宇宙環境で確実に動作するこれらの搭載型機器を開発する必要がでてこよう。

(5) その他

以上はエンジン・コンポーネントに関する問題であるが、この他にエンジン・システムとしての問題も考えられる。例えば、スタートの際の過度特性、スロットリングの際のオフデザイン・ポイントにおける燃焼振動やターボポンプの振動、ポゴなどである。これらは開発時点のコンポーネント・テストからある程度の予測はできようが、総合試験をしなければ不明な部分もあるものと思われる。

9.5 H ロケット用エンジンに関する考察

H ロケット用エンジンについて考察を行なうにあたり、現在の我国の技術水準を考えると以下になる。

- NTO/A-50, ガス押式、再生冷却管構造(スカートはアブレーションおよび輻射冷却)の LE-3 エンジ

ンを自主開発、更に LE-3 をアブレーション化したエンジンも試験。

- LOX/RJ-1, ポンプ式、再生冷却管構造の MB-3 ブースタ・エンジンを技術導入(昭和 53 年度現在、約 70 % の国産化率)
- LOX/LH₂, ポンプ式、再生冷却管構造の LE-5 (仮称)エンジンを開発中。昭和 58 年に一号機完成予定。

これらの技術をベースにして H ロケット用ブースタ・エンジンの開発として二つの方向が考えられる。その一つは MB-3 エンジン技術を基礎とする LOX/ケロシンであり、もう一つは LE-5 エンジン技術を基礎とする LOX/LH₂ エンジンである。そして更にこの両者はそれぞれサイクルとして G・G サイクルとトッピング・サイクルとが考えられる。以下にそれぞれについて考察を行なう事にする。

G・G サイクルの LOX/ケロシン・エンジンとして、まず考えられるのは、MB-3 の単純な改良モデルがある。しかし、燃焼圧上昇の面から見ると改良の余地があまりなく、従って性能向上はそれ程には期待できない。もし燃焼圧を大きく上げようとするれば、噴射器や再生冷却の設計に大幅な変更が必要になる事から、結局は新しい設計思想の下で、より高性能のエンジンを開発した方が有利と考えられる。この考えに立ってエンジンの構想や規模について考えると、開発期間とコストの面より MB-3 の技術から大きく逸脱しない事、H ロケット用として MB-3 より高性能である事、開発リスクの面から同じクラスのエンジンとして外国で実績のあるものなどの観点から、表 9.2 ~ 9.5 を検討すると、Rocketdyne 社の H-1 エンジン・クラスが一つの目標になると思われる。H-1 エンジンの外形、系統図を参考までに図 9.48 に示す。このエンジンを HB エンジンと仮称する事にするが、HB エンジンの開発に際しては LE-3, LE-

表 9.2 代表的 LOX/ケロシンブースター・エンジンの推力室諸元

	Thor , MB-3	Atlas , MA-5	Saturn IB, H-1	Saturn IC, F-1
Propellant	LOX/RJ-1	LOX/RP-1	LOX/RP-1	LOX/RP-1
η_c^* , (%)	95.5	95.5	97.3	93.8
Isp (S.L.)	252.4	246.6	263.2	271.9
Isp (ALT.)	289.5		295.3	306.0
Thrust, (ton) S.L.	77.1	74.8 (each TCA)	93.0	690.4
ALT.	88.5		104.4	791.5
Pc, (ata)	38.5	40.4	49.4	79.0
Injector diameter (cm)	53.1	53.1	53.1	99.6
Element type	Like doublet & triplet	Like doublet & triplet	Like doublet & triplet	Like doublet
Number of Primary elements	335 (o) 582 (f)	335(o) 582(f) (esch TCA)	365 (o) 612 (f)	714 (o) 702 (f)
Primary orifice diameter (mm)	2.87 (o) 1.61 (f)	2.87 (o) 1.61 (f)	3.05 (o) 2.08 (f)	6.15 (o) 7.14 (f)
Injector body material	347 CRES	347 CRES	347 CRES	347 CRES
Injector face material	OFHC copper	OFHC copper	OFHC copper	OFHC copper
Injector face type	Concentric ring (brazed)	Concentric ring (brazed)	Concentric ring (brazed)	Concentric ring (brazed)
Combustion Stabilization devices	Copper baffles 7 compartments	Copper baffles 7 compartments	Copper baffles 7 compartments	Copper baffles 13 compartments
Thrust chamber Cooling design	Hand-brazed tubular 2-pass	Hand-brazed tubular 2-pass	Brazed tubular 2-pass	Brazed tubular 2-pass, 1 bifurcation
Thrust chamber Cooled materials	Nickel A	Nickel A	CRES 347	Inconel X
Regenerative Coolant	RJ-1	RP-1	RP-1	RP-1
Thrust chamber reinforcement	Welded bands	Welded bands	Brazed shell	Brazed shell

* η_c^* は frozen equilibrium

表 9.3 代表的 LOX/ケロシンブースター・エンジンのターボポンプ・アセンブリ諸元

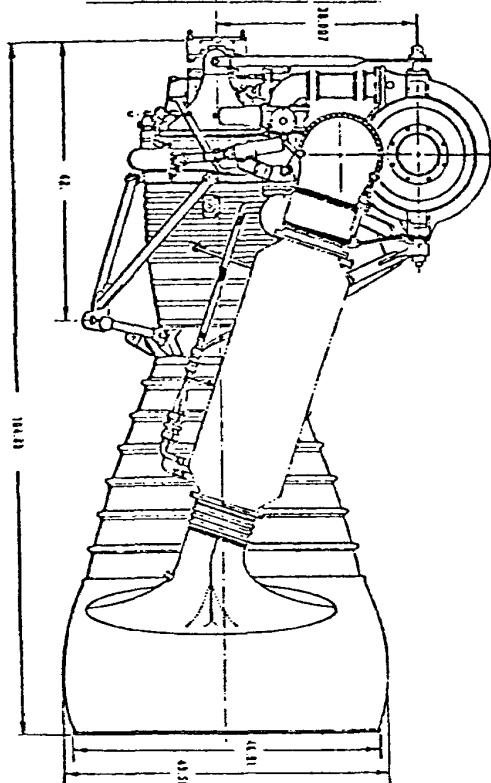
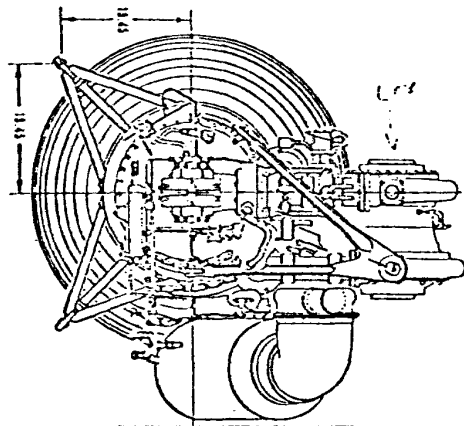
	Thor , MB-3	Atlas , MA-5	Saturn IB, H-1	Saturn IC, F-1
Arrangement	Geared turbine	Geared turbine	Geared turbine	Single shaft, turbine on end
Efficiency (%)	46.0	48.0	47.0	44.6
Weight (kg)	255	397	236	1429
Specific horsepower (hp/kg)	11.9	7.91	17.6	36.6
Start system	Solid propellant start cartridge	Solid propellant start cartridge	Solid propellant start cartridge	Tank head

表 9.4 代表的 LOX/ケロシンブースター・エンジンのターボポンプ諸元

	Thor , MB-3	Atlas , MA-5	SaturnIB,H-1	SaturnIC,F-1
Propellant	LOX/RJ-1	LOX/RP-1	LOX/RP-1	LOX/RP-1
Propellant (o) density(kg/m ³) (f)	1140 850	1140 800	1140 800	1140 800
Pump type	Centrifugal	Centrifugal	Centrifugal	Centrifugal
Number of stage	1	1	1	1
Discharge (kg/cm ²) pressure	60.7 63.9	61.4 58.7	68.6 71.4	112 130
Rated inlet pressure (kg/cm ²)	3.71 3.36	3.50 5.11	4.55 3.99	4.55 3.15
Head rize (m)	503.2 712.3	511.8 665.7	564.2 878.8	944.0 1575.2
Weight flowrate (kg/sec)	206.8 91.6	207.7 95.7	243.6 108.9	1846.2 777.9
Volume flowrate (m ³ /sec)	0.1810 0.1072	0.1805 0.1178	0.2151 0.1344	1.5897 0.9620
Rotational speed (rpm)	6303 6303	6314 6314	6680 6680	5488 5488
NPSHmin (m)	16.8 10.4	12.2 10.1	10.7 10.7	19.8 21.3
NPSHcrit (m)	— —	— —	7.6 8.5	18.3 16.8
Efficiency (%)	79.0 72.0	74.3 73.6	77.8 71.8	74.6 72.6
Power (hp)	1830 1210	1800 1151	2340 1670	30200 22100

表 9.5 代表的 LOX/ケロシンブースター・エンジンのタービン諸元

	Thor , MB-3	Atlas , MA-5	SaturnIB,H-1	SaturnIC,F-1
Working fluid	O ₂ /RJ-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1
Number of stages	2	2	2	1
Type	Pressure compounded	Pressure compounded	Pressure compounded	2-row velocity compounded
Inlet temperature (°C)	651	671	649	788
Inlet pressure (kg/cm ²)	36.6	34.8	43.5	64.4
Pressure ratio	17.6	15.7	17.7	16.4
Flowrate (kg/sec)	6.99	6.38	8.16	77.9
Rotational speed (rpm)	30540	30986	32700	5488
Efficiency (%)	—	66.9	70.2	60.5
Power (hp)	3162	3140	4141	52900
Pitchline velocity (m/sec)	366	367	393	256



SPECIFICATIONS

Thrust (sea level):	205,000 pounds
Type:	Liquid bipropellant, pump-fed
Propellants:	
Fuel	RP-1 (kerosene)
Oxidizer	Liquid Oxygen
Mixture Ratio (o/f)	2.23:1

COMPONENTS

Thrust Chamber:	Nozzle Area Ratio 8:1 Regeneratively cooled, tubular wall nozzle.
Turbopump:	Single unit, single shaft design. Centrifugal fuel and oxidizer pumps driven through a gear train by a two-stage, pressure-compound turbine. Pump operating speed: 6693 rpm Turbine speed: 32,695 rpm Flow Rates: 3560 gpm oxidizer 2150 gpm fuel Lubricant: RP-1 plus oronite mixture
Turbine Drive:	Gas generator burning main propellants

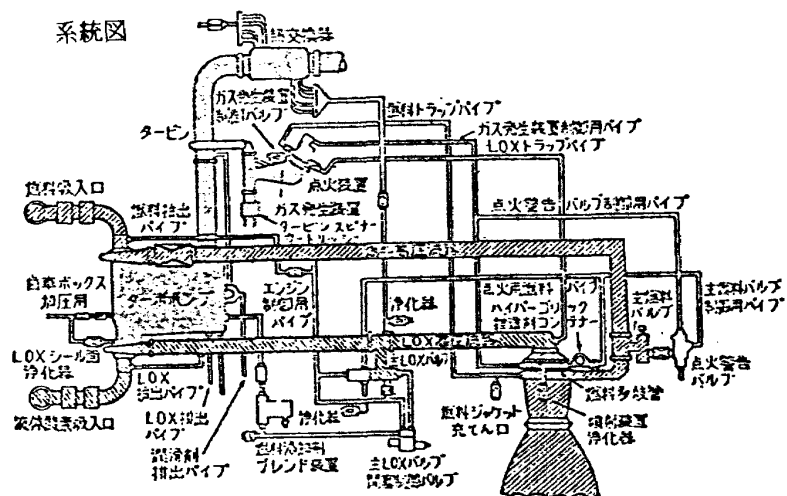


図 9.48 H-1 エンジン

5, MB-3等の豊富な経験を生かす事ができる。

更にMB-3のパーツで流用できるものをできるだけ利用する(例えば弁類などはその可能性が高いと思われる)とか、設計の段階で製造工程を吟味し加工時間数を減らすなどの工夫によってはローコスト化も期待できよう。HBエンジンの将来性に関しては、H-IロケットからH-IIロケットに移行する際には、クラスター化する事によって対処する必要があるだろう。

もし、我国においても、将来2モード単段シャトルを開発する時は、HBエンジンでは比推力が不足するので新しいエンジンを開発しなければならないものと考えられる。

トッピング・サイクルのLOX/ケロシン・エンジンを開発する場合は、新しい技術を取り入れるため開発コストも上昇するが、高燃焼圧によって比推力を300秒台に向上する事ができる。このエンジンをTCエンジンと仮称するが、TCエンジンに関する開発上の問題は前節に述べたのでここでは省略する。TCエンジンの利点は、高性能なのでかなりの長期にわたって主力ブースター・エンジンとして使用できる事、そして将来2モード単段シャトルのモード1エンジンに発展させられる事である。更にこのTCエンジンをベースにしてLOX/LH₂トッピング・サイクル・エンジン、あるいは、二元燃料エンジンに発展できる可能性もある。

G・GサイクルのLOX/LH₂エンジンとしては、現在開発中のLE-5エンジンに低膨張ノズルを組合せ、クラスター・エンジンとする案が考えられる。但し、この場合、H-Iロケットのブースターとしては少くとも11本以上のクラスターにしなければならないものと思われる。このエンジンをLE-5Xエンジンと仮称するが、LE-5XエンジンはLE-5エンジンの技術をそのまま流用できるので、開発コストはそれ程上昇しないと思われるが、問題は開発開始時期と将来性であろう。すなわちLE-5エンジンは昭和58年に認定試験、昭和60年にH-Iロケット2段目として打上げの予定になっているが、LE-5XはこのLE-5の開発状況に左右される。そして将来H-IIロケット用ブースターとしてこの技術を生かすとなると、G・Gサイクルの大型LOX/LH₂エンジン、すなわち米国の例をあげれば、J-2かM-1エンジン・クラスを開発する事になり、H-IIロケットの使用期間が1990年代である事を考えると、投資効果がうすいように思われる。

トッピング・サイクルのLOX/LH₂エンジンについては比推力が400秒程度になる以外はTCエンジンと同じ特徴を持っている。このエンジンをTC-Hエンジン

と仮称するが、このエンジンもTCエンジンと同様に2モード単段シャトルのモード2用に発展させる事ができ、またLOX/ケロシン化あるいは二元燃料化の可能性を持っている。

次に、エンジン開発の上でクラスター・エンジンにする場合を考えてみる。クラスターにする事によってエンジン・コンポーネントの規模が小さくなるため、コンポーネントの開発費およびその試験設備費などを低く押える事ができる。また参考文献9.3の解析によれば図9.13および図9.15のように小推力の方が単位推力当りのエンジン重量が小さくなり、クラスターにした方が有利な結果となっている。しかし、クラスター・エンジンの場合はコンポーネント・エンジンの信頼性確認試験の上に、更にクラスター・アセンブリ試験のための設備と試験費用が必要となり、コンポーネント・エンジンがすでに完成している場合を除くと、コストの面で最終的にどちらが有利になるか単純な判断はできない。単一エンジンに比べてクラスター・エンジンの信頼度はコンポーネント・エンジン数が増える程低下するが、逆にコンポーネント・エンジン一台が不能になった時の相対的なミッション遂行能力の低下は小さくなり、この意味でも単純な判断はできない。但し、エンジンの再生冷却に関しては、同一燃焼圧の場合に推力を小さくすると、エンジン表面積の減少が冷却剤の減少ほどではなく特に燃焼圧が高く熱流束が増す程、冷却が厳しくなるので、クラスターの数をあまり増す事は好ましくない。この他にクラスター・エンジンを単一エンジンと比較した場合、同一推力でも機体の底部面積が増加し抗力を増す事になる。またクラスター・エンジンでは各エンジン間に熱遮へい等の問題もでてくる。

以上の事項を考慮しながら、Hロケット用ブースター・エンジンとして検討した案を参考までに表9.6に示す。

9.6 ローコストに関する検討

ロケットの高性能化と共に開発及び製作コストが上昇してきたことからローコスト化の問題が重要になってきている。この結果として、従来とは逆に高性能化を指向せず、徹底的にローコスト化を図ったロケットも注目されている。例えばTRW社が10年程前に提案したLCB(Low Cost Booster)などは、開発費が1400万ドル、製造費が340トン推力で73万ドルと従来に比べると驚異的なコストである。

ロケットの開発および打上げ費用を減らすためにとり得る方法として

○繰返し使用する

表 9.6 H ロケット用エンジン案の例

版	名	H B - 1	L E - 5 X	T C - 1	T C - 2	T C - 3	T C - 1 H	T C - 2 H
構	MB-3の技術をベースとして H-1相当のエンジンを開発	開発中のLE-5エンジンの 低膨張化		新規開発				
ア	ロベラント	LOX/ケロシン	LOX/LH ₂	LOX/ケロシン			LOX/LH ₂	
サ	イクル	G. Gサイクル		トッピングサイクル				
燃	焼圧 (kg/cm ²)	50	35	140	280	280	210	210
推	力 (ton)	93 S.L. 104 VAC.	85 S.L. (11本クラス) 97 VAC.	296 S.L. (2本クラス) 326 VAC.	308 S.L. 334 VAC.	308 S.L. (8本クラス) 334 VAC.	216 S.L. 250 VAC.	216 S.L. (8本クラス) 250 VAC.
比	推力 (sec)	263 S.L. 295 VAC.	330 S.L. 375 VAC.	299 S.L. 325 VAC.	320 S.L. 346 VAC.	320 S.L. 346 VAC.	383 S.L. 442 VAC.	383 S.L. 442 S.L.
ス	ロート直径 (cm)	42.1	14.0	28.6	28.6	10.1	28.6	10.1
膨	張 比	8	7	25	40	40	53	53
重	量	848	2200 (11本クラス)	2220 (2本クラス)	2370	2160 (8本クラス)	2590	2380 (8本クラス)
■	開発コスト (億円)	571	1079 (LE-5のコストを含む)	1085	1134	1066	1203	1137
現	技術水準とのギャップ及び 必要な技術の開発	準9.2~9.6を参照。MB-3 の経験から製造技術に関する 問題は少ない。しかし、 クハリが不足している。しか し、LE-3とLE-5の経 験を生かせば、現技術水準と の間に大きなギャップはない と思われる。 特に必要な新しい技術開発は ないと思われる。	LE-5の技術をそのまま使 えば良い。いえるのはクラスタ の経験のみである。	全てのコンポーネントにつ いて新規開発となるが、問題点 については本文に述べてある。				
部	品 点 数	MB-3と大差ない。	コンポーネントエンジンにつ いてはLE-5と同程度					
信	頼 性	信頼性確認試験の回数に依存する。クラスタ・エンジンについては本数が増加する得、エンジンとしての信頼性は低下する。						
安	全 性	プロペラント自身の毒性と安定性に問題はない。LOX再生冷知を採用すると若干の懸念がある。						
開	発 時 の リ ス ク	少	LE-5の進展による。	新しい技術を使うので基礎研究・開発予備試験を慎重に行わねばならない。				
試	験 施 設	アセンブリ試験にはMB-3 用の施設が使用可。 コンポーネント試験設備の新 設	コンポーネント試験には LE-5用の設備を使用。 クラスター試験設備の新設	コンポーネント・アセンブリ 試験用の設備を新設。				
技	術 以 外 の 問 題 点	MB-3エンジン技術をベースと するため米国の影響が得る。 打上時期と開発期間の問題。	LE-5の進展状況とLE-5X の開発期間の問題	開発コストおよび打上時期と 開発期間の問題				
選	選 性 及 び ス ケ ー ル ア ヱ ッ プ	クラスタにより大型化		二燃料化又はLOX/LH ₂ 化の可能性			二燃料化又はLOX/ケロシ ン化の可能性	
(H-Iロケット)		使用可能	使用可能	時期的に困難	時期的に困難	時期的に困難	時期的に困難	時期的に困難
(H-IIロケット)		クラスタが必要	大型化が必要	使用可能	使用可能	使用可能	使用可能	使用可能
(単段シャトル)		サイクル上、性能向上に課題	サイクル上、性能向上に課題	燃焼圧の上昇が必要	使用可能	大型化が必要	使用可能	大型化が必要

※ 1974年試算のSSME開発コストを1130億円(1\$=250円として)とおき、開発コストは重量の2/3乗に比例するという経験則から単純に求めた。従って、クラスタ・エンジンについては、他のエンジンとの比較上
問題があるかも知れない。

- コンポーネント数を減らす
 - 設計および構造の簡略化
 - 既に確立された技術のみを使用する
 - ローコストの材料や加工法を採用する
- などが考えられる。TRW社のLCBは主として
- 開発にトラブルの多いポンプをやめてガス押式
 - 単純な形態の噴射器とアブレーション・ライナを施したスチール燃焼器の使用
 - 必要最少限の弁
 - ジンバルをやめて二次噴射
 - プロペラントとして貯蔵性のNTO/A-50を使用して、タンクは予め加圧しておき、タンクを含めてパッケージ化して打上げ時の人件費を縮少

等の方法によってローコスト化を行なっている。しかし、アブレーション・チャンバとガス押式を採用しているために、低い燃焼圧とせねばならず、従って比推力も低くなり、H-IIクラスのロケットとするには打上げ時重量が1000トンに達する。このエンジンの特徴はLEMで使用された特殊な噴射器エレメントを使っている点にある。TRW社によれば、このエレメントは単純な構造でありながら効率と安定性に秀れているという。

開発費に占める割合の大きなものは、一つは組立加工費でありもう一つは信頼性確認などの試験費である。特に後者は技術経験やノウハウの有無に大きく依存する。

すなわちこれらが不足していると、トラブルが増えてその解決のために試験費用が増えてしまう事になる。通常のエンジン開発で最もトラブルの発生しやすいのが、推力室の不安定燃焼とポンプであるとされているが、TRW社のLCBの場合、ポンプを使用せず推力室としては既に確立されたLEMの技術を採用した事がローコスト化を可能ならしめる原因の一つと考えられる。従って仮に我国でも同様のシステムを開発したとして、コンポーネントが減る分はローコストの対象となるが、LCBと同様のローコスト化が達成できると考えるのは危険であろう。

次にプロペラントについて考えると、NTO/A-50を使用している事が意味を持っていると思われる。LOXのような極低温プロペラントにおいては、予冷操作や始動着火の問題、充填や保冷そして加圧ガスの低温収縮を考えると、LCBのようにシステムの大胆な簡略化を実行する事は極めて困難である。しかし、NTO/A-50を使用したLCBは、必然的に低性能とならざるを得ない事の他に、プロペラントの毒性による取扱および環境問題等の点でも望ましいものとは思えない。

以上のようにTRW社のLCBの方式は魅力的ではある

が、問題もない訳ではなく、特に極低温プロペラントを使用する高性能ロケットにそのまま適用できるものではない。しかしその考え方には、高性能ロケットの開発において学ぶべき点も多く、今後のロケット開発に役立つものと思われる。

高性能ロケットを少しでもローコスト化するものとして、次のような方向が考えられる。

(1) 加工組立等の簡略化を目指し、製造コストを引下げるような製造法を指向する。例えば

- 複雑な機械加工を要する部品の使用を避けると共に、やむを得ないものについては鋳造などを取入れて加工時間を減らす努力をする。

○FRPの導入

○トッピング・サイクルの推力室などのように、ガス同志の燃焼となりジェット衝突精度がそれ程厳しくないものについては思い切って単純化した噴射器を検討する。

(2) 非シャトル形式のロケットにおいてもブースター・ステージの回収を検討する。例えばパラシュートやパラグライダーの他に、インテグラル・タンク内蔵の有翼機体として滑空回収する事も考えられよう。但しこの場合には我国の立地条件から見て、海上着水にせざるを得ないのではないかと思われるが、このような方法は海上基地の構想と併せて、将来のシャトル開発にも役立つと思われる。

9. の参考文献

- 9-1) W. J. Brennan; Milestones in Cryogenic Liquid Propellant Rocket Engines, AIAA paper, No. 67-978, 1967
- 9-2) K. Berman and F. W. Crimp, Jr.; Performance of Plug-Type Rocket Exhaust Nozzles, ARS J., Jan. 1961, pp. 18 ~ 23
- 9-3) W. P. Luscher and J. A. Mellish; Advanced High Pressure Engine Study for Mixed-Mode Vehicle Application, NASA CR-135147, Jan. 1977
- 9-4) 小村, 中村, 太田, LOX/LH₂ エンジンのサイクル選定, IHI 技報, 第14巻, 第5号, 1974, pp507-519.
- 9-5) R. J. Roelke; Analytical Investigation of Three Turbopump Feed Systems Suitable for High-Pressure Hydrogen-Oxygen Rocket-Engine Application, NASA TN D-2974, 1965
- 9-6) H. Dederra and E. Kirner; High Pressure Rocket Engine Liquid Oxygen Technology,

IAF-76-174, 1976

- 9-7) A. N. Curren, H. G. Price, Jr. and H. W. Douglass; Analysis of Effects of Rocket-Engine Design Parameters on Regenerative-Cooling Capabilities of Several Propellants, NASA TN D-66, 1959
- 9-8) R. Beichel; Propulsion Systems for Single-Stage Shuttles, Ast. & Aero., Nov. 1974, pp. 32 ~ 39, 61 ~ 62
- 9-9) Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines, NASA SP-8107, Aug. 1974
- 9-10) D. J. Sanchini and F. M. Kirby; The Future Look in Rocket Engines, Preprint of American Astronautical Society, 11th Goddard Memorial Symposium, 1973
- 9-11) D. R. Bartz; A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, Jet Propulsion, 1957, pp. 49 ~ 51
- 9-12) J. D. Seader, and W. R. Wagner; Regenerative Cooling of Rocket Engines, Chem. Eng. Prog. Sym. Ser., 1964
- 9-13) B. S. Shiralkar and P. Griffith; Deterioration in Heat Transfer to Fluids at Supercritical Pressure and High Heat Fluxes, J. Heat Transfer, Vol. 91, No. 1, 1969, pp. 27 ~ 36
- 9-14) Space Transportation System Technology Symposium IV-Propulsion, NASA TM X-52876, 1970

10. クラスタ型Hロケットのコンフィギュレーションの検討

このHロケットのシステム・スタディの報告書においては、単段シャトルに代表されるような将来技術も含めて、いろいろの分野における技術の検討が行なわれている。わが国の将来型ロケットはどうあるべきで、その実現のためにはどのような技術開発が行なわれねばならないか等の調査のために、これら諸検討は十分な意味をもっているものと思われる。

一方、はなはだ現実的な観点からわが国の宇宙輸送システムの将来像を画いてみる必要もあろう。スペース・シャトルまたはポスト・シャトル時代においても、わが国独自の宇宙輸送システムを持ち、その能力も逐次増加させて行くという前提に立ち、現在のM、N、および開発中のN-Ⅱロケットを出発点とし、限られた予算の内で開発リスクを最小にしつつ、ミッション要求を満たすことが必要である。このHロケットを中心とした宇宙輸送システムはどうあるべきかという設問に対する解答の一つとして、以下にクラスタ技術を最大限に活用したわが国の宇宙輸送システムの案を示そう。クラスタ型打上げロケットをここに取り上げた理由は現在のわが国の液体ロケットの技術レベルにある。すなわち、わが国においては、(1)Nロケット・ブースタ用エンジンのMB-Ⅲは米国産であって、その製造技術は確立し、(2)Nロケット第2段のLE-3型エンジンは自主開発により実用段階にあり、(3)H-Ⅰロケット第2段のLOX/LH₂エンジンは自主開発中という状況にある。固体ロケット補助ブースタ、SOBの利用は基本型Hロケットを性能向上させるためには当然使用するものの、最初の基本ロケットからこれに強く依存することはないと考えると、推力数百トンの液体ロケット・エンジンの開発は、LOX/ケロシン、LOX/LH₂、N₂O₄/A-50の推進剤の種類によらず現在のところ困難と考えられるから、大推力を必要とするHロケット用液体ロケット・ブースタはクラスタ化しか考えられない。

米国、ソ連、ヨーロッパにおけるブースタ・ロケット開発の歴史をふりかえるまでもないことであるが、液体ロケット・エンジンのクラスタ化は必要かつ、比較的容易な技術である。しかしながら、基本となる液体ロケット・エンジンを保有していなかったために、わが国ではクラスタ技術は未だ確立されていない。クラスタ技術は決して高度の技術ではなく、世界の打上げロケットにおいて当然の技術として広く応用されているものである。

クラスタ化としてこの章では、既存エンジンをクラス

タ化するエンジン・クラスタと、既存スケージ(エンジン、タンク等)をクラスタ化するスケージ・クラスタの2方式を検討した。クラスタ化に伴う技術的問題点の詳細な検討は現在進められており、別の機会に報告されることとなろう。

10.1 コンフィギュレーション選定基準

現実的なHロケットのコンフィギュレーション、開発計画を策定するに際しては、以下に記す選定基準をベースとして検討した。そして、これらの基準の内の何れに重点を置くかということが開発計画の策定に最も重要であり、その重点の置き方によって解答もまた異なったものとなる。

(1) 既存技術の最大限活用

M、Nロケットによって確立されたソフトウェア、ハードウェアと、現在開発中のLOX/LH₂上段エンジン等技術を活用し、開発経費の低減、開発期間の短縮、開発リスクの減少、信頼性の確保を行なう。

(2) ペイロード打上げ能力

静止衛星500~800kg、低軌道ペイロード4~5ton以上をH-Ⅰロケットの打上げ能力の目標とする。

(3) H-Ⅱロケットへの展開

H-ⅠロケットからH-Ⅱロケットへの発展が容易に行なえるようコンフィギュレーションを選ぶ。なお、H-Ⅱロケットとしては低軌道ペイロード約10tonの打上げが可能なロケットとし、将来、有人化、回収化が可能なシステムとする。

(4) 開発費の総額とピークの低減

大きなシステムを複数同時に開発することは開発費の膨張を招き、特に短期間に多くのサブシステムの開発が集中することは、経費のみでなく、人的資源、施設、設備の点からも避けるべきであろう。

(5) 早期の実用化

H-Ⅰロケットとしては昭和60年初頭には実用機の飛行を目標とする。

(6) 射場の制約

H-Ⅰロケットでは種子島射場とその周辺の活用を図るものとする。

(7) 器材の安定供給性

外国から主要なロケット・サブシステムを輸入している現状は早急に改めるべきであろう。

10.2 想定した宇宙輸送システム

前節に示した基準に合致する宇宙輸送システムとして、クラスタ方式のLOX/ケロシン液体ロケット・ブース

タ、固体ロケット SOB, LOX/LH₂ 第 2 段液体ロケット、大型フェアリング等からなる 2 段式使い捨て型打上げロケットを想定した。そして、低・中高度軌道ミッションには、この H ロケットに衛星、宇宙船、あるいは、OTV/回収船を搭載し、静止軌道ミッション等には固体ロケット・モータをその上段として搭載することを考えた。

すなわち、1990 年代のわが国の宇宙輸送システム、すなわち、H-II ロケットを中心とするシステムとして以下に示す現実的な像を画き、H-I ロケットもこれに到達するための中間ステップと考えた。

(1) 液体ロケットとして基本となる中型エンジンを保有していない現状を考えると、現在のスペース・シャトル、あるいは、米国が検討中の単段シャトル等の先進ロケットの開発計画をたてることは現在不可能に近く、それらは、更に次の世代にもちこされよう。

(2) 有人飛行技術は、今後スペース・シャトルの利用によってその手がかりは得られようが、わが国独自に安全かつ確実な有人宇宙飛行を行なうことは容易なことでは

はない。例え、有人飛行技術が確立しても、有人 OTV のミッションとして静止軌道への往復はわが国の現技術では考えられず、有人飛行技術は低・中高度軌道ミッションに限定されよう。

(3) 低・中高度軌道での宇宙活動を効率よく行なうためには、軌道間輸送機 OTV が重要な役割を占めるものと思われる。また、低・中高度軌道からの回収技術も宇宙活動に必須の技術であり、これらを一応自前の技術として確保することを目標とすれば、低・中高度用 OTV に回収機能をもたせた揚力飛行推進船（これは現シャトル・オービタの小型モデルに近いものとなろう）が人間も含めてのペイロードの軌道間輸送、および、地上への回収に適していると思われる。

(4) 高エネルギー・ミッション、例えば、静止衛星、惑星探査等に対しては使い捨て型上段が望ましく、固体ロケットが適当であろう。それに電気推進ステージを組合せることによって、打上げ能力をこえるようなミッションに対応することもできよう。

以上に示した考え方に基づいて、1990 年代の宇宙輸送

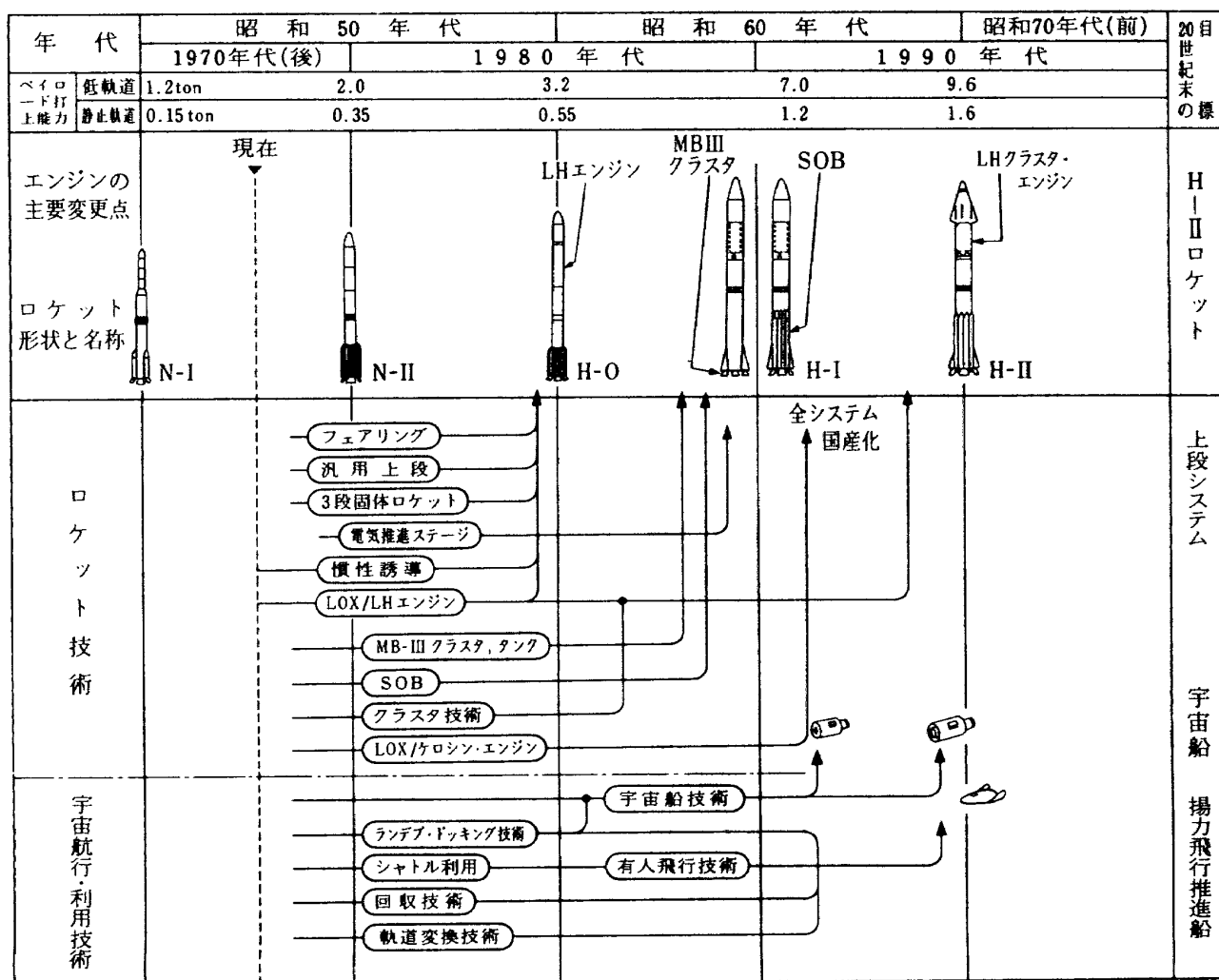


図 10.1 宇宙輸送システムの流れ

システム像を以下のように画いてみる。

(a) H-Ⅱ ロケットはH-Ⅰ ロケットから容易に到達できるロケットであり、使い捨て方式の多段式従来型ロケットでクラスタ技術がその根幹となる。

(b) 低・中高度軌道における宇宙活動のための宇宙船はH-Ⅱ ロケットによって打上げられ自由飛行を行なう有人実験室である。

(c) 軌道間輸送機OTVと回収船との複合体としての揚力飛行推進船はH-Ⅱ ロケットにより打上げられる。これは低・中高度軌道間および地上へのペイロード、人間の輸送に用いる再使用可能な動力付の揚力飛行体であり、ミニシャトル、ミニタグとして国際的に活動しえよう。

(d) 高エネルギー・ミッションのための上段としては、使い捨て型固体ロケットが使われ、ミッションによっては、一部、電気推進ステージも利用される。

再使用性については、飛行機数が少ないため経費的に成立しないと思われるため、打上げロケット自体の回収は行なわない。そして回収ミッションのためには第3段として揚力飛行推進船を搭載することとする。

図 10.1 はロケットの変遷とバージョンの一般的な形を示したもので、H-Ⅰ からH-Ⅱ ロケットへの移行は主に第2段のLOX/LH₂ ロケット・エンジンのクラスタ化によっている。液体ロケット・ブースタは低コスト化、高信頼性を狙い、構造効率の若干の低下によってブースタのサイズが多少大型化しても許容するものとする。これに対して、上段のLOX/LH₂ ロケットは高性能化を目指す必要がある。

10.3 検討の方法

これら2段式Hロケットの低軌道へのペイロード打上げ能力の検討としては、このスタディが概念計画レベルにあり広範囲なロケット・システム候補群から有望なシステムを第1次的に選定することを目的としているため、5.2.1に記した簡単な解析法を用いた。その内でも最初是最適多段分割は考えず、ロケット各段の諸元を与えて速度を指定してペイロードを求める方法をとった。比推力の高度による変化は考慮せず平均値を仮定し、速度損失も一定としこれを勘定に入れた必要速度として8.95 km/sを仮定した。計算の基礎として用いた各段としては、表 10.1, 10.2, 10.3に各々、第1段、第2段、および、SOBの仕様を示した。

表 10.1 に示した如く、クラスタ型LOX/ケロシン液体ロケット・ブースタとしては、MB-Ⅲ エンジンをそれぞれ、2, 3, 4 基クラスタした型と、推力 90 ton級新

型LOX/ケロシン・エンジンを2, 3 基クラスタした型を主に検討した。推進剤重量としては単純に現ロケットの推進剤重量をエンジン基数倍したタイプと、それより減量したタイプを検討した。表 10.1 にはエンジン・クラスタ以外に、Nロケット第1段をそのまま2および4 本クラスタにしたステージ・クラスタ型も示してある。表 10.2 には、第2段として用いられる各種液体ロケット・ステージを示している。N, N-Ⅱ ロケット第2段として用いるガス押し式N₂O₄/A-50 液体ロケット、開発中のLOX/LH₂ 液体ロケットと、そのエンジンを2 および4 基クラスタ化したステージ、および、MB-Ⅲ エンジンをを用いたLOX/ケロシン小型ステージである。表 10.3 は各種の固体ロケットSOBを示している。現用のCastor Ⅱ, Mロケット・ブースタとして使われているM13 モータの他に、新規ブースタとして直径1.2m SOBと直径2.4m SOB(TVC付き第0段モータ)を検討に供した。

なお、ここでの検討はごく初期段階であり、より实际的にHロケットのコンフィギュレーションを定めていくには最適多段分割も含めて第5章記述の解析法を適用して、多くの制約条件の下で、より効率のよいコンフィギュレーションにすべきであり、推進剤重量の選定が重要となろう。

10.4 開発の流れ

上記の第1, 2段液体ロケットとSOBの組合せによって多種の打上げロケットが構成される。図 10.1 は、宇宙輸送システム開発の流れの代表例を示している。図中のH-0 ロケットは、現在開発中の第2段のLOX/LH₂ ステージの飛行試験を行なうもので、Nロケット・ブースタをそのために使用する。H-Ⅰ ロケットはクラスタ型LOX/ケロシン液体ロケット+LOX/LH₂ 液体ロケット+SOBで構成される打上げシステムで、低軌道ペイロードは5 ton程度である。H-0 ロケットによる各種試験が終れば、H-Ⅰ ロケットにおいて新しく開発するステージは第1段LOX/ケロシン・ロケットのみであり、現技術からかなり近いところに位置しているシステムといえよう。ただし、この場合、クラスタの基本となる液体ロケット・エンジンがMB-Ⅲ の場合についてであって、新規にこれに代るエンジンを開発することとなれば、若干技術上のギャップ、経費の増加、開発期間の延長を生ずることになる。そして、このような代替エンジンを開発する場合に、可能な限り低い開発費、短い開発期間、技術と設備の流用、高信頼性を重視すれば、新型エンジンはMB-Ⅲ と近いエンジンとなる可能

表10.1 クラスタ型Hロケット第1段仕様









クラスタの方式		エンジン・クラスタ						ステージ・クラスタ	
型式名	LB20	LB20.1	LB30	LB30.1	LB30.2	LB40	LB21	LB41	
プロペラント	LOX/ケロシン	←	←	←	←	←	←	←	←
配列									
全重量 (ton)	139.7	122.0	209.5	190.0	221.4	279.0	141.8	282.7	
プロペラント重量 (ton)	131.3	114.6	196.9	178.4	208.1	262.5	131.3	262.5	
構造重量 (ton)	8.4	7.4	12.6	11.6	13.3	16.5	10.5	20.2	
構造効率	0.060	0.061	0.060	0.061	0.060	0.059	0.074	0.071	
推力 (ton)	180	154.2	231.3	231.3	270	308	154	308	
燃焼時間 (sec)	約197	約200	約219	約208	約208	約219	約219	約219	
比推力 (sec) 平均値	270	←	←	←	←	←	←	←	
直径 (m)	3.17		3.74			4.24	4.88/2.44	5.88	
長さ (m)	25.4		27.3			28.4	21.4	21.4	
長さ・直径比	8		7.3			6.7	—	—	
備考	90t エンジン2基	MBⅢ2基	MBⅢ3基	MBⅢ3基プロペラント重量LB30の10%減	90t エンジン3基	MBⅢ4基	Nロケット1段2基	Nロケット1段4基	

表10.2 クラスタ型Hロケット第2段仕様








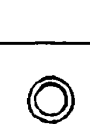
型式名	N1・2	N2・2	LN40	LH10	LH10.1	LH20	LH40	LK80
プロペラント	N ₂ O ₄ /A50	←	←	LOX/LH	←	←	←	LOX/ケロシン
配列								
全重量 (ton)	5.86	7.5	35.3	10.0	12.9	21.2	46.0	44.4
プロペラント重量 (ton)	4.73	6.0	30.0	8.3	10.8	18.0	40.0	40.0
構造重量 (ton)	1.13	1.5	5.3	1.7	2.1	3.2	6.0	4.4
構造効率	0.193	0.200	0.150	0.17	0.16	0.15	0.13	0.10
推力 (真空) (ton)	5.44	4.4	17.6	10	10	20	40	87
燃焼時間 (sec)	約 248	約 430	約 540	約 370	約 480	約 400	約 440	約 130
比推力 (sec)	285	315	←	442	←	←	←	285
直径 (m)	1.62		3.3	2.44			4.02	4.0
長さ (m)	5.44		8.3	9.95			10.0	5.0
長さ・直径比			2.5				2.5	
供給方式	ガス押	←	←	ポンプ	←	←	←	←
備考	Nロケット第2段 LE3 (実用中)	NI型ロケット第2段 AJ10 (開発中)	AJ10 4基	NASDA H-I 案第2段 (開発中)	LH10の重量 30%増	LH10エンジン 2基	LH10エンジン 4基	MBⅢエンジン 1基 小型タンク

表10.3 クラスタ型Hロケット SOB仕様

型 式 名	Castor II	1.2m SOB	M13	2.4m SOB
プロペラント	固 体	←	←	←
1本当り全重量 (ton)	4.429	14.5	32.3	118.7
プロペラント重量 (ton)	3.732	12.5	27.1	100.0
構造重量 (ton)	0.697	2.0	5.2	18.7
構造効率	0.157	0.138	0.161	0.158
推力 海面上 (ton) 真 空	23.7 約 26.4	36 約 40	92 101	196 217
燃 焼 時 間 (sec)	37.0	80	70	120
比 推 力 海面上 (sec) 真 空	237.6 266.1	232 257	236 262	235 260
" 平 均 (sec)	250	←	←	←
全 力 積 (ton, sec)	約 900	約 3,000	約 7,000	約 25,000
直 径 (m)	0.76	1.20	1.41	2.44
長 さ (m)	6.04	9.2	14.9	19.5
推 力 方 向 制 御	ナ シ	ナ シ	ナ シ	ア リ
備 考	Nロケットに使用中		TVC付きでは 0.5 ton 増加 Mロケットに使用中	

性が強いであろう。

図 10.1 には示していないが、このような構成からなる H-I ロケットでは LOX/LH₂ ステージの開発が遅れてミッション要求の点から間に合わないという事態がもし起これば、LOX/LH₂ ステージの代りに、N、N-II ロケット第 2 段の貯蔵性推進剤のステージを暫定的に用いることも考えられよう。これが以下の検討に出てくる暫定用 H-I ロケットであり、これに対比させて LOX/LH₂ ステージを搭載した H-I ロケットを本格的 H-I ロケットと称している。暫定的 H-I ロケットは本格的 H-I ロケットとは一応別の打上げロケット・システムを作るという点からは好ましい進め方ではなく、出来る限り N-II ロケットによってそれらミッションを処理して暫定的 H-I ロケットはスキップすることが得策であろう。また、SOB は元来補助的な意味合いが強く、打上げロケットの計画初期から中心にとり入れるよりは、クラスタ・エンジン数を増して一まわり大型のクラスタ型液体ロケット・ブースタを準備しておく方が将来への発展性の点では好ましいであろう。

一旦このような本格的 H-I ロケットが完成すれば、LOX/LH₂ エンジンをクラスタ化した第 2 段ステージ、および、SOB の増強により極めて容易に低軌道ペイロード打上げ能力 10 ton の H-II ロケットへ移行することが可能である。このようにして得られた H-II ロケットは H-I ロケット技術の延長上のごく近いところにあり、H-I ロケットの実績をふまえて高い信頼性を得、加速度環境も比較的穏やかで、ペイロード打上げのフレキシビリティも、使い棄て上段、宇宙船、回収可能な揚力飛行推進船を使い分ければ十分に高いであろう。

10.5 H-I, H-II ロケットのコンフィギュレーション案

前節においては H ロケットの全体的流れを示したが、ここではその内容、すなわち、H-I, H-II ロケットの個々のコンフィギュレーションについて検討する。ブースタのクラスタの程度によってコンフィギュレーション案は以下に示す如く幾つかに分けられる。

(1) 第 1 案

第 1 段としては MB-III エンジン 2 基をクラスタし、そのためのタンクは単一タンクを新規開発する。このブースタ (LB 20.1) をベースとして SOB のタイプと本数を変化させた場合の H-I, H-II ロケットの初期計画値と形状を図 10.2 に示す。暫定的 H-I ロケットではこのブースタに N-II ロケット第 2 段 (N 2.2) をのせ、SOB として既存の Castor II, M13 を用いるが、そ

の場合には打上げ可能な静止衛星は最大 550 kg であり、第 1 段のクラスタ技術とタンクの開発によって早期にこの打上げロケットの開発は達成されよう。この暫定的 H-I ロケットは特にミッション要求が強くない限りはスキップすることが、わが国の宇宙輸送システムの開発としては好ましいであろう。また、SOB に強く依存することのため最大加速度が大きく、最大動圧も高くなる可能性が高い。

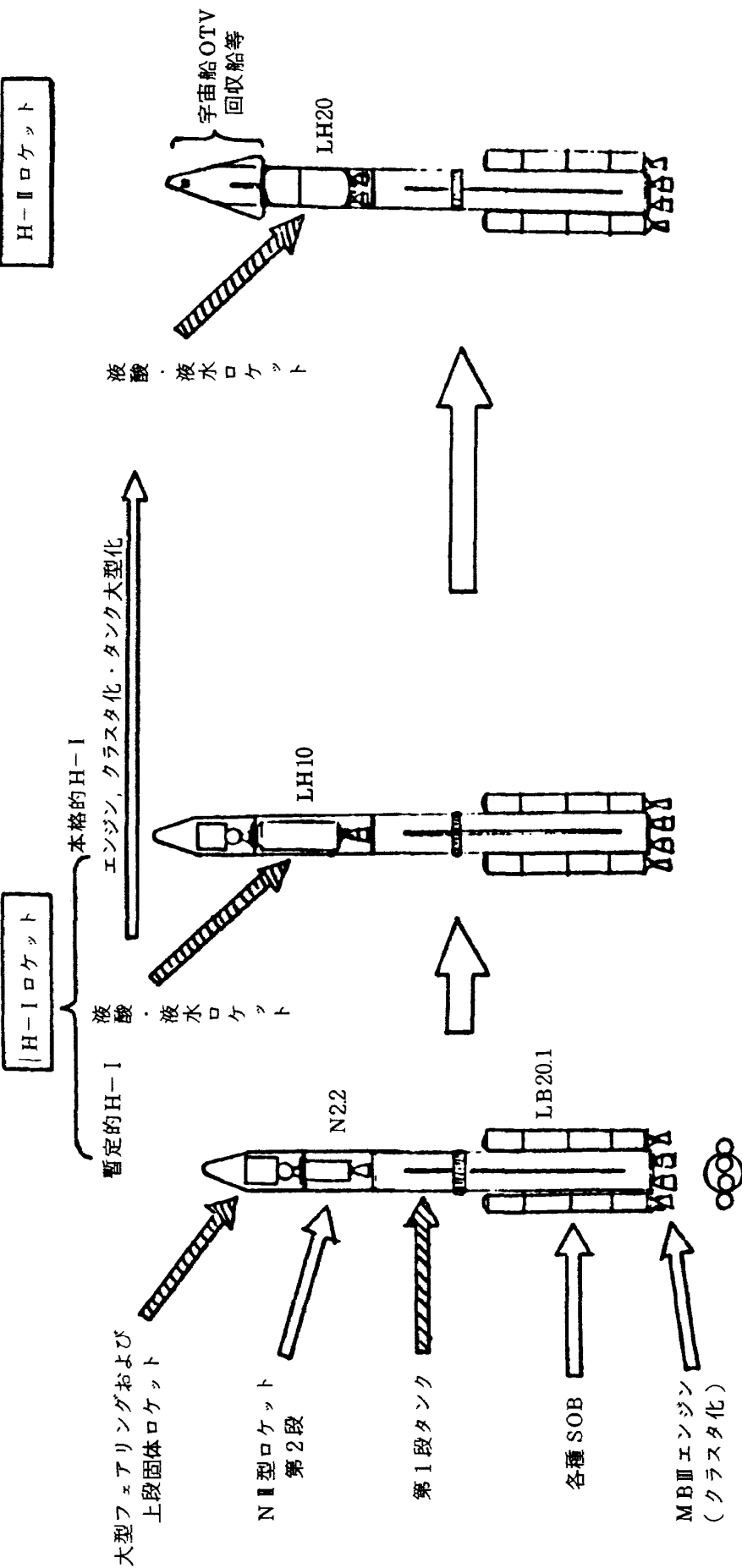
LOX/LH₂ 液体ロケット・ステージ (LH10) を第 2 段として搭載した本格的 H-I ロケットによって SOB なしでは静止衛星 640 kg, Castor II 8 本の SOB 付きで 780 kg, 大型 SOB をつければ 1 ton の静止衛星も打上げが可能となる。Growth Factor も妥当な数値であり効率のよい打上げロケットといえよう。また、初期および最大加速度も適正であるので、荷重、加熱環境も比較的穏やかであると思われる。この H-I ロケットから H-II ロケットへの移行はきわめて容易であり、第 2 段 LOX/LH₂ エンジンのクラスタ化とそのためのタンクの大型化 (LH20) により、最大 8 ton のペイロードを低軌道へ打上げることが可能となる。1, 2 段の推進剤量をどの程度積載するかという多段分割の詳細な解析が今後必要であるが、ここで仮定した各段重量では SOB なしの H-II ロケットでは初期加速度が低すぎて最初から若干の SOB (Castor II であれば 2 本位) を付ける必要があるであろう。

なお、具体的検討の記述は省略するが、MB-III エンジンの代りに推力 90 ton の新型エンジンとそれに見合うタンクを用いた第 1 段 (LB 20) をベースとした H-I, H-II ロケットの場合には、以上に記した LB 20.1 ブースタを用いた各種ロケットの打上げ能力よりも、それぞれ、約 5 % 増加することが明らかになっている。

総括してこの第 1 段は、H-I, H-II ロケットの仕様を満足し、バランスもよく、コストも高くはならず、ロケットの受ける環境も適正であると考えられるが、打上げ能力の潜在力が若干低く、将来の宇宙活動の展開に十々に対応できるかの点に疑問が残る。

(2) 第 2 案

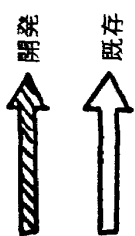
第 1 案では MB-III を 2 基クラスタしたブースタを、第 2 案では増強して 3 基とし、タンクもそれに見合せて大型化した。この場合の H-I, H-II ロケットのコンフィギュレーションを図 10.3 に示す。SOB のない場合の打上げ能力は第 1 案に比べて 30 ~ 50 % 増大しており、本格的 H-I ロケットおよび H-II ロケットでは、それぞれ、静止衛星 840 kg, 1.18 ton を打上げ可能である。Growth Factor が第 1 案より全体的に大きくロケット



番号	SOB	ペイロード (t)		発射重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
		低軌道	静止				
201	ナシ	5.0	0.86	148.2	29.6	1.24	4.6
202	CastorⅧ 8本	6.1	1.04	184.7	30.5	1.87	4.5
112	M13 2本	6.7	1.16	214.5	32.0	1.28	4.4
133	M13 4本	8.1	1.39	280.5	34.7	1.86	4.2
90	1.2m SOB 8本	7.9	1.36	267.1	33.7	1.66	4.2

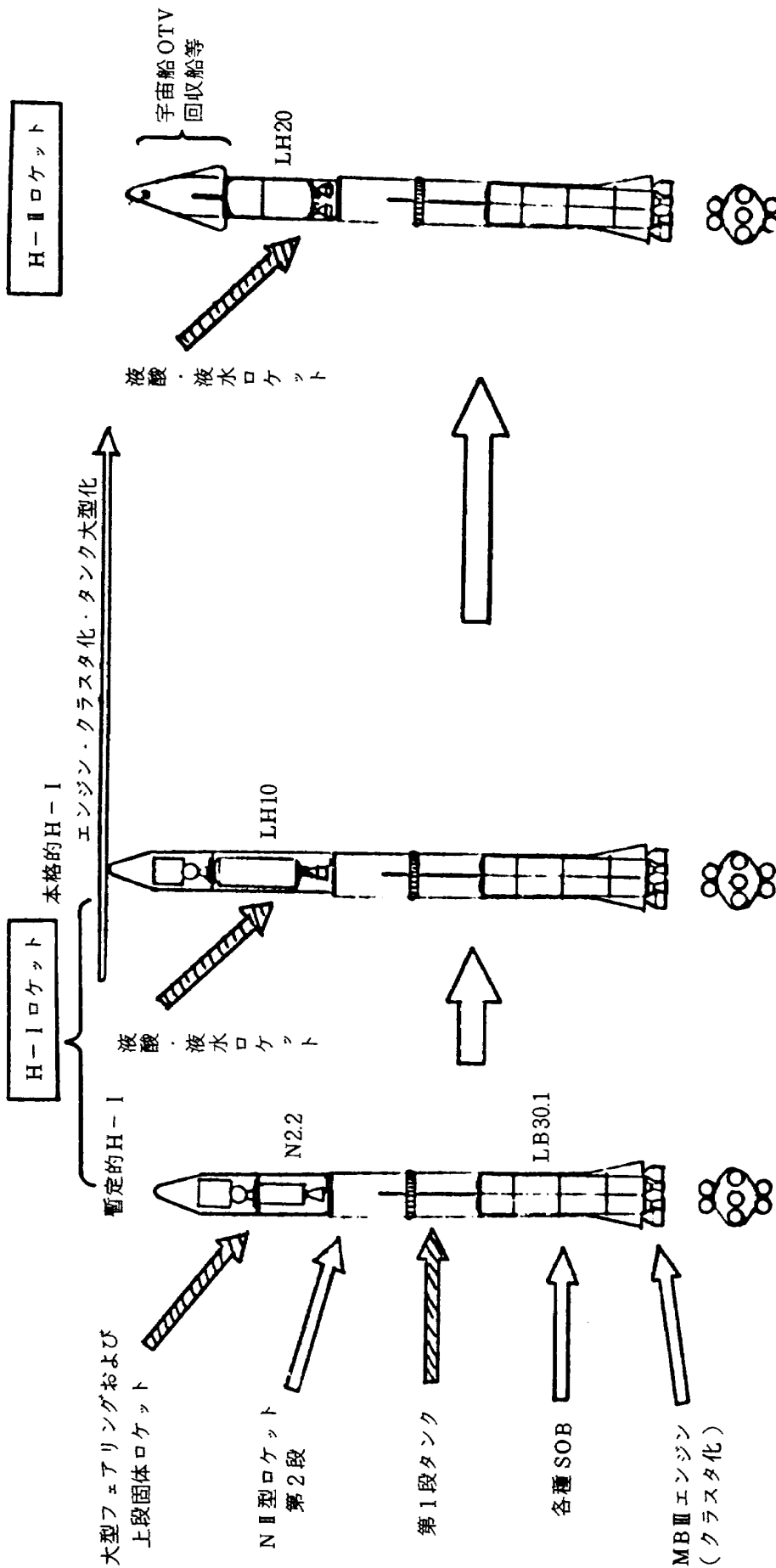
番号	SOB	ペイロード (t)		発射重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
		低軌道	静止				
80	ナシ	3.7	0.64	135.7	36.6	1.14	7.3
82	CastorⅧ 8本	4.5	0.78	172.0	38.0	2.00	7.3
111	M13 2本	5.0	0.86	201.6	40.2	1.68	6.9
132	M13 4本	6.1	1.05	267.3	44.0	1.95	6.6
84	1.2m SOB 8本	6.0	1.02	254.0	42.6	1.74	6.6
88	2.4m SOB 2本	6.6	1.14	376.0	56.7	1.45	6.4

番号	SOB	ペイロード (t)		発射重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
		低軌道	静止				
200	ナシ	1.4	0.24	130.9	91.6	1.18	9.5
86	CastorⅧ 8本	2.0	0.35	167.0	82.3	2.06	9.1
110	M13 2本	2.4	0.41	196.5	82.2	1.72	8.9
131	M13 4本	3.2	0.55	261.9	81.8	1.99	8.5
87	1.2m SOB 8本	3.1	0.54	248.6	79.9	1.78	8.6



• SOBについては上図には M13 2本の場合を示す。

図 10.2 MBⅢエンジン2基をクラスタした液体ロケット第1段を用いる場合



番号	SOB	ペイロード (t)	総重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
204	ナシ	6.9	218.1	31.8	1.06	5.8
205	Castor II 8本	7.8	254.4	32.7	1.70	5.7
115	M13 2本	8.4	284.2	33.8	1.46	5.6
136	M13 4本	9.7	350.1	36.0	1.71	5.4
60	1.2m SOB 8本	9.6	336.8	35.2	1.54	5.5

番号	SOB	ペイロード (t)	総重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
56	ナシ	4.9	204.9	42.1	1.13	8.7
57	Castor II 8本	5.6	241.0	43.0	1.75	8.5
114	M13 2本	6.1	270.7	44.7	1.53	8.4
135	M13 4本	7.1	336.3	47.4	1.78	8.1
58	1.2m SOB 8本	7.0	323.0	46.3	1.61	8.1

番号	SOB	ペイロード (t)	総重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
203	ナシ	2.1	199.6	94.6	1.16	10.9
62	Castor II 8本	2.7	235.6	88.9	1.79	10.6
113	M13 2本	3.0	265.1	88.7	1.57	10.5
134	M13 4本	3.8	330.5	87.2	1.81	10.1
59	1.2m SOB 8本	3.7	317.2	85.7	1.64	10.1

図 10.3 MBIIIエンジン3基をクラスタ化した液体ロケット第1段を用いる場合

の打上げ効率としては少し低下しているのは第2段が第1段に比べて過小なためであろう。また、このために最大加速度も第1案より増加しており、本格的H-Iロケットにおいても8g以上になるため、より詳細な検討が必要であろう。この点、H-IIロケットにおいては第1段と第2段のバランスも向上し、初期および最大加速度の値も適正であると思われる。低軌道への能力もH-IIロケットでは最大10ton弱に達している。

この第2案は打上げ能力と発展性は十分にあり、コンフィギュレーション、環境条件も適正であると判断される。ただし、ブースタにおいてエンジンを3基クラスタ化するため、米国のアトラス・ロケットの例はあるものの、軸対称のロケット飛行体とはならず空力特性、制御特性等検討を進めるべき点がある。なお、第2案に近いコンフィギュレーションの打上げロケットの検討は1973年頃当所において行なわれており、風洞試験を含む種々の検討の結果は文献(10.1)に示されている。

クラスタするエンジンの基数を第1、2案よりも更に増加させて4、5基とすることも可能である。しかしながら、4基のMB-IIIエンジンをクラスタしたブースタをベースとするHロケットのコンフィギュレーションをここに示していないのは、ペイロード打上げ能力はH-I、H-IIロケットへの要求値を十分に凌駕するものの、第2段をより大型化しない場合には第2段に比べて第1段が大きすぎるため、最大加速度、ひいては、最大動圧が過大になると考えたからである。

ブースタ・エンジンを4ないし5基のクラスタとすると、ブースタ・ロケットは軸対称形状となって第2案より好ましく、その第2段として最初からLOX/LH₂エンジンをクラスタした大型ステージを用いれば、将来の宇宙活動に十分な打上げロケットとはなるが、現在の目標よりは大きすぎるかもしれない。

(3) 第3案

第1、2案はエンジン・クラスタであったが、第3および第4案は、Nロケット・ブースタをエンジン、タンクごとクラスタするステージ・クラスタである。第3案は図10.4にコンフィギュレーションを示すように、2本のステージをクラスタする場合であって、元来初期加速度の小さいNロケット・ブースタを束ねているために、出来上ったH-I、H-IIロケット共に初期加速度が小さくSOBなしでは打上げロケットとしては成り立たない。本格的H-Iロケットにおける静止衛星打上げ能力はSOBとしてCastor II 8本を附加した場合770kgに達するため、若干Growth Factorが悪いもののH-Iロケットとしては成立する。第2段にLOX/LH₂エンジン2基

クラスタのLH₂を搭載したH-IIロケットではSOBを増強した場合でも低軌道への打上げ能力が最大8tonどまりであり、H-IIロケットとしていささか力不足の感がある。ステージ・クラスタは既存ロケットを直接適用するため最も開発要素が少いという利点があるが性能が低目であるのが欠点であろう。

(4) 第4案

第3案のステージ・クラスタを大型化し、4本のNロケット・ブースタを束ねて新しいブースタとしている。図10.5にこのブースタをベースとしたH-I、H-IIロケットのコンフィギュレーションを示す。初期速度の低いこと、従ってSOB附加する必要のあることは第3案と同様である。Growth Factorは第3案よりも更に増大し、打上げロケットとしての効率は一層低下している。しかしながら、打上げ能力としては本格的H-Iロケットでは静止衛星1ton以上、H-IIロケットでは低軌道10tonとミッション要求を満足し、加速度もやや高目ではあるが許容できる範囲にあると考えられる。従って、この第4案はロケット全体が大型化し最初からSOBを完全装備状態にあるという点を除けば、H-I、H-IIロケットとしても一応成立するコンフィギュレーションであると考えられる。

10.6 むすび

これまでの検討にも示したように、クラスタ型Hロケットの特長として以下の事項があげられよう。

(1) 従来確立している技術を最大限に利用できるため開発経費、期間、リスクの面で問題が少なく比較的容易に大型ブースタが入手できる。

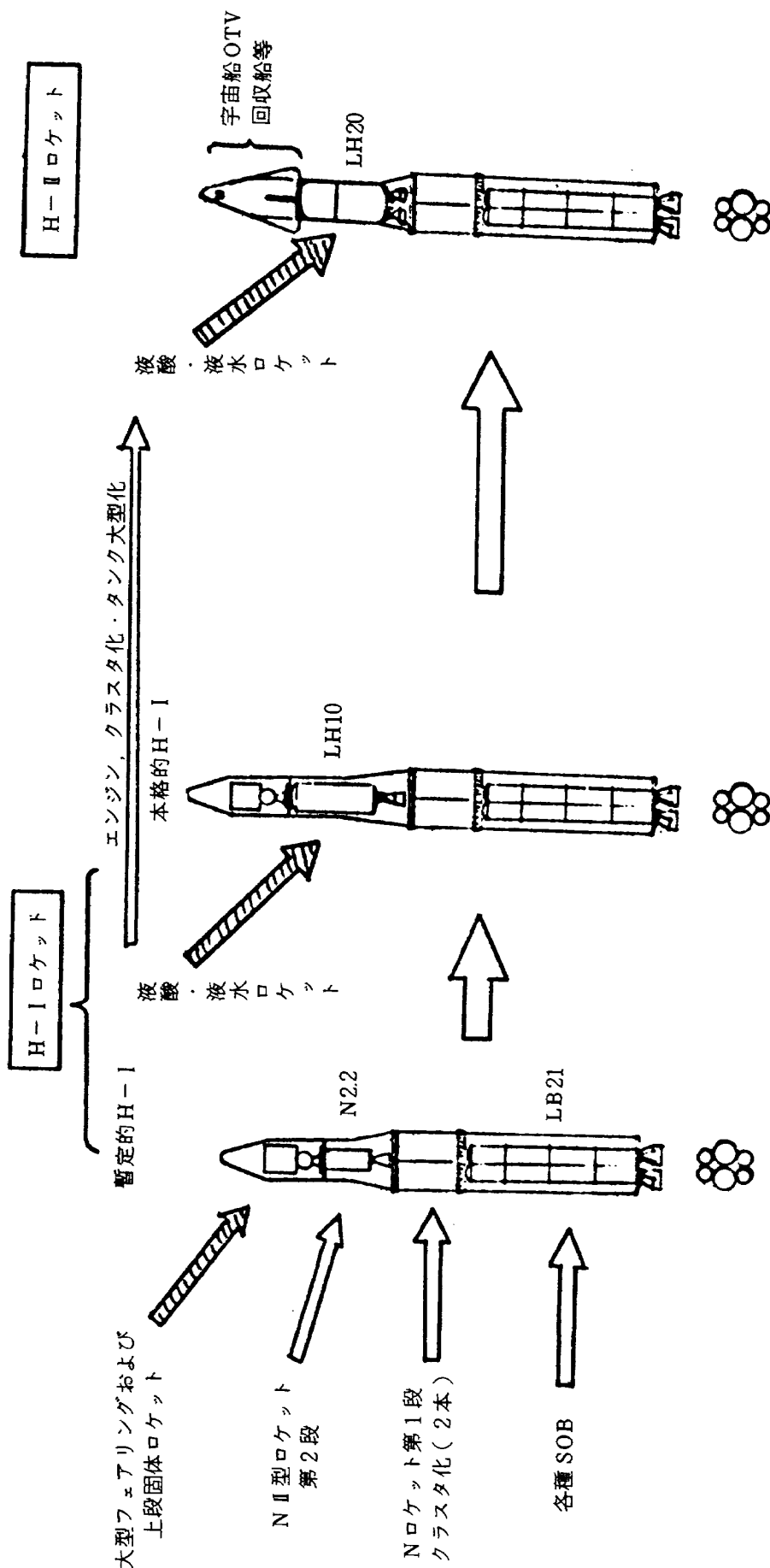
(2) LOX/LH₂第2段ロケット技術のみではH-IIロケットの実現は不可能であり、クラスタ型大型ブースタと合わせることによって大重量打上げ可能なロケットが現実のものとなる。

(3) 上段にもクラスタ技術を適用することにより、H-IロケットからH-IIロケットへの発展がきわめて容易に行なえ、クラスタ化を更に進めれば、より大型の打上げロケットも開発が可能である。

(4) 従来の生産・試験設備でそのまま使えるものが多く、また、コンポーネントの量産効果が期待できるので、大型化の割にコスト・アップが少ない。

このように、クラスタ技術をベースとしてHロケットは種々の点で好ましいシステムであるが、以下に示す諸問題点を検討する必要がある。

- (a) MB-IIIエンジンの採用可能性
- (b) 低コスト新型エンジンの開発

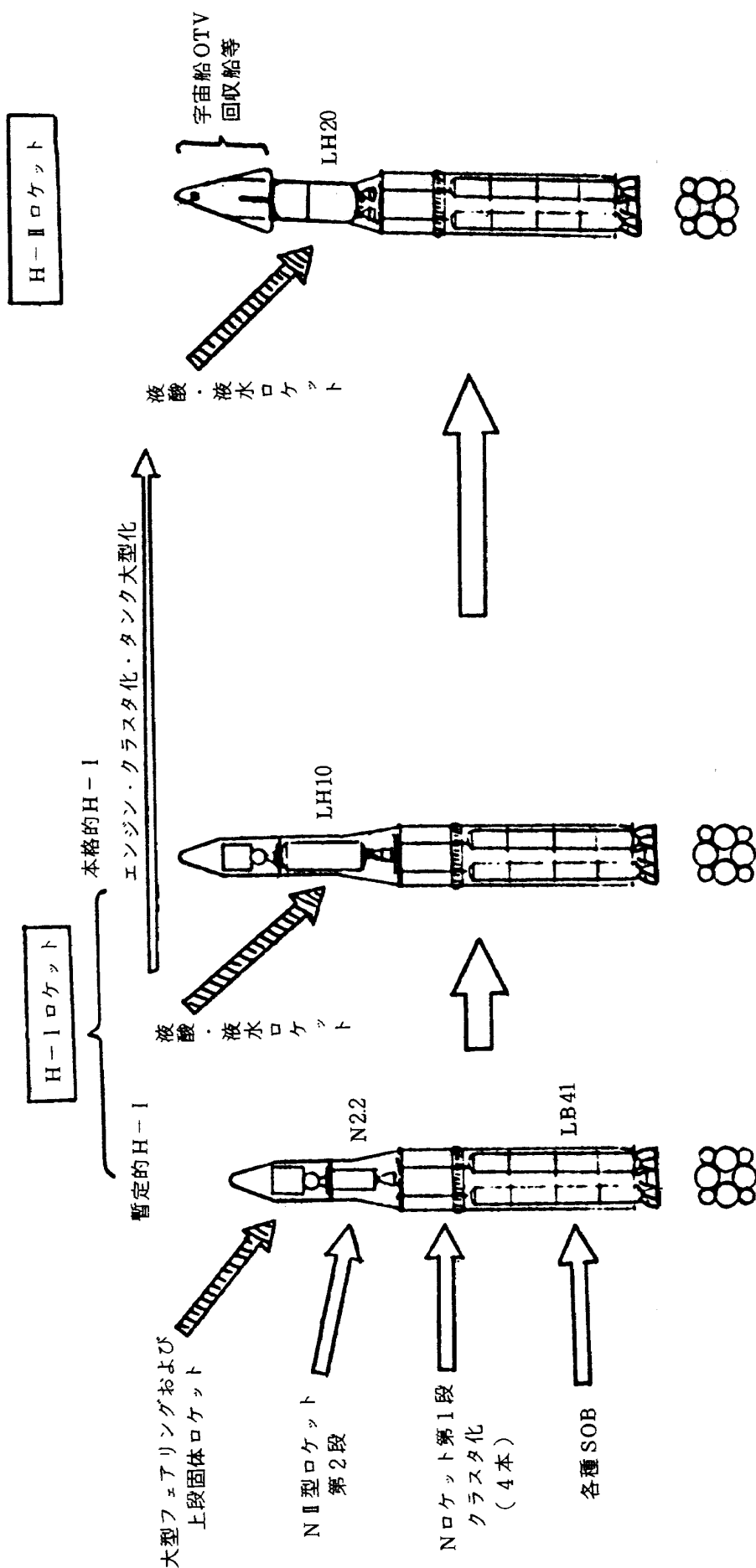


番号	SOB	ペイロード (t)		発射重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
		低軌道	静止				
208	ナシ	5.3	0.90	168.3	32.1	0.92	4.2
102	Castor 8本	6.2	1.07	204.7	32.9	1.68	4.1
106	M13 2本	6.9	1.18	234.5	34.2	1.44	4.0
127	M13 4本	8.2	1.41	300.4	36.6	1.74	3.9
98	1.2m SOB 8本	8.0	1.39	287.0	35.7	1.54	3.9

番号	SOB	ペイロード (t)		発射重量 (t)	Growth Factor	初 期 加 速 度 (g)	最 大 加 速 度 (g)
		低軌道	停 止				
207	ナ シ	3.7	0.64	155.5	41.9	0.99	6.4
101	Castor Ⅷ 8 本	4.5	0.77	191.7	43.1	1.79	6.2
105	M13 2 本	4.9	0.85	221.3	45.0	1.53	6.1
126	M13 4 本	5.9	1.02	286.9	48.3	1.82	5.8
97	1.2m SOB 8 本	5.8	1.00	273.6	47.0	1.62	5.9

番号	SOB	ペイロード (t)		発射重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
		低軌道	停止				
206	ナシ	1.3	0.23	150.6	114.1	1.02	8.0
99	Castor 8本	1.9	0.31	186.6	100.9	1.84	7.7
103	M13 2本	2.2	0.38	216.1	99.1	1.56	7.6
124	M13 4本	2.9	0.50	281.4	96.1	1.86	7.4
95	1.2m SOB 8本	2.9	0.49	268.2	94.1	1.65	7.4

図 10.4 Nロケット第1段2本をクラスタした液体ロケット第1段を用いる場合



番号	SOB	ペイロード (t)	総重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
211	ナシ	8.3	312.2	37.8	0.99	6.2
214	Castor I 8本	9.1	348.4	38.5	1.44	6.1
122	M13 2本	9.6	378.1	39.4	1.30	6.0
143	M13 4本	10.8	443.9	41.1	1.52	5.9
74	1.2m SOB 4本	9.5	371.4	39.1	1.66	6.1

番号	SOB	ペイロード (t)	総重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
210	ナシ	5.5	298.2	54.6	1.03	8.6
213	Castor I 8本	6.1	334.2	55.2	1.50	8.5
121	M13 2本	6.5	363.6	56.4	1.35	8.4
142	M13 4本	7.4	429.3	58.3	1.57	8.2
73	1.2m SOB 4本	6.4	357.1	56.0	1.67	8.4

番号	SOB	ペイロード (t)	総重量 (t)	Growth Factor	初期加速度 (g)	最大加速度 (g)
209	ナシ	2.3	292.5	127.2	1.05	10.3
212	Castor I 8本	2.7	328.3	121.2	1.52	10.1
119	M13 2本	3.0	357.8	119.7	1.35	10.0
140	M13 4本	3.7	423.1	115.9	1.60	9.8
72	1.2m SOB 4本	2.9	351.1	119.4	1.70	10.1

図 10.5 Nロケット第1段4本をクラスタした液体ロケット第1段を用いる場合

- (c) エンジン・システムの検討
- (d) 低コスト大型タンクの開発
- (e) 構造, 強度, 振動の検討
- (f) 制御性, 安全性
- (g) 底部加熱

10. の参考文献

- 10-1) 宇宙研究グループ;人工衛星打上げ用ロケット・システムについての検討, 航空宇宙技術研究所資料, TM-249, 1973年10月

11. む す び

この報告は, 将来のわが国の宇宙輸送システムの中心となるHロケットについて, 当所内の検討グループの行った調査, 検討結果の一部をまとめたものであり, いろいろな分野での調査, 検討, 解析, 試案等を含んでいる。未だHロケットが検討初期段階にあるため, 全体として一貫したシステムを取扱っている訳ではないが, わが国の将来ロケット・システムを指向して, そのためのベースとなるシステムやソフトウェアの検討を各分野で行っているので, 今後より具体的にHロケットを検討する際に参考となれば幸いである。

付録A 打上げロケットのシステム・デザインに用いられるプログラム

5章で述べた各性能計算は、その phase に見合ったプログラムにより検討される。表A.1にそのプログラムを示す。現在の所9種類のプログラムから全系を構成しており、以下に各プログラムについての概略を述べる。プログラムは全てJIS 7000レベルのFORTRAN言語で書かれている。

(1) "ST-3" (Optimum staging, N-stage Vehicle)

速度(V)を制限条件として、各段の比推力(I_{sp_i})と構造係数(s_i)とを与えて、各段の重量配分の最適化と I_{sp} および s に対する exchange ratio を求める。exchange ratio というのは、各種のパラメータの変化に対する全体性能の変化を表わすもので、パラメータの変化量としては微小でなければならない。

① 入力データ

入力データは、制限条件としての速度、各段の I_{sp} ,

s 等が必要である。

NAME	ロケットの名称
N	段数
V	全段で出し得る速度 (= 全必要速度), (km/sec)
V0	速度損失を引いた正味速度, (km/sec)
TW	初段エンジンの推力重量比 (= T/W_{S1})
AI(I)	i 段の比推力, (sec)
S(I)	i 段の構造係数 (= W_{Si}/W_{Si})

② 出力データ

出力データとしては、入力データを初めとして質量比、各段での速度増分、増大係数、exchange ratio 等がある。以下に入力データ以外の出力データを示す。

R	質量比 (= W_{Li}/W_{0i})
DV	各段で出る速度, (km/sec)
WLR	W_{Li}/W_{Li+1}
WSR	W_{Si}/W_{Li}
WSPL	W_{Si}/W_{PL}

表A.1 開発に用いるプログラム

開発段階	プログラム名	処 理 概 要
phase 1	STEP 2	ST-3 速度(V)を制限条件として、各段の比推力(I_{sp})と構造係数(s)とを与えて、各段の重量配分の最適化(Staging)を行なう。
		ST-5 将来の発展性を検討するために、下段の諸元を与えて上段のStagingを行なう。
	STEP 3	ST-4 各段の諸元を与えて、ペイロードを変えた時の速度を求める。
		ST-6 各段の諸元を与えて速度を指定した時、ある特定の段の重量を変化させた時のペイロードと増大係数とを求める。
		ST-10 打上げ手順を考慮した性能計算を行なう。orbitとしては3種類設定でき、またドッグレッグ等による軌道面変更ミッションにも対処できる。
phase 2	STEP 5	OPTTRA 発射重量を一定とした場合の上段の燃料消費量を最小とする最適軌道を求める。
		MAXPYL 各段の燃焼時間のみを変更して最適計算を行ない、ペイロードが最大となる点から最適重量配分を求める。
phase 3	STEP 6	SPCV 最適軌道から基準軌道を設定し、ロケットを三次元3自由度の質点として運動方程式を解き、打上げ性能を検討する。
phase 4	STEP 7	RMAP 制御システムおよび誘導システムを考慮して、ロケットを三次元6自由度の剛体とし取扱い、ロケット・システムを総合的に評価する。

T/W	発射時の推力重量比 ($= T/W_{Li}$)
GF	増大係数 ($= W_{Li}/W_{PL}$)
以下 exchange ratio の所に出てくる y/x は $\partial \ln y / \partial \ln x$ を示す。	
y :	
UM	Lagrange の未定係数 (λ)
GF	増大係数
R	質量比
x :	
I	比推力, [sec]
I(K)	"
S	構造係数
S(K)	"

(2) " ST-5 " (Optimum Staging for given 1st and 2nd Stage, N-stage Vehicle)

1, 2 段またはブースタと1段を与えた時に, 3 段あるいは2段以上の I_{sp} と s を指定して, 最適の staging を計算する。この際, 最終速度を指定する場合と, 速度損失を引いた正味最終速度を指定する場合の2通りを計算する。

① 入力データ

入力データとしては, 上記の速度の他に, 下段の諸元, staging を行なう段の I_{sp} と s 等がある。

NAME	ロケットの名称
N	段数, ブースタも1段と数える。
V	最終速度, [km/sec]
V0	正味最終速度, [km/sec]
TW	初段エンジンの推力重量比
WS(I)	i 段の重量 (W_{Si}), [ton]
WP(I)	" のプロペラント重量 (W_{Pi}), [ton]
THR(I)	" の推力, [ton]
DUR(I)	" の燃焼時間, [sec]
AI(I)	" の比推力, [sec]
SEP(I)	ブースタなしのロケットには用いない。 ブースタ付きでは SEP(1)のみを用いる。 SEP(1)はブースタ切り離しまでの1段目の燃焼時間, [sec]
S(I)	i 段の構造係数 (s_i)

② 出力データ

入力データの他に, ペイロード, 増大係数, 各段の増速度, 等を入力する。入力データは省略する。

WSTR	i 段の構造重量 (W_{Si}), [ton]
WPL	最終のペイロード, [ton]

GF	増大係数
T/W	発射時の推力重量比
WL	i 段以上の初期重量 (W_{Li}), [ton]
WO	" 燃焼後の重量 (W_{Oi}), [ton]
R	質量比 ($= W_{Li}/W_{Oi}$)
DV	各段の増速度, [km/sec]
WLR	W_{Li}/W_{Li+1}
WSPL	W_{Si}/W_{PL}

(3) " ST-4 " (Performance of given N-stage Vehicle)

ロケットの各段の諸元を与えて, ペイロードを変えた時の速度を求める。そして, その際の exchange ratio, 更に, 速度を一定とした時の exchange ratio を求める。また, 各段のプロペラント重量比 (PTWR ; プロペラントの量に比例した構造重量の増減) を変えた時の exchange ratio も計算する。なお, このプログラムはブースタ付きのロケットにも適用できる。

① 入力データ

主な入力データとしては, 各段の諸元がある。

NAME	ロケットの名称
N	段数, ブースタも1段と数える。
NPL	ペイロードの数
WS(I)	i 段の重量 (W_{Si}), [ton]
WP(I)	" のプロペラント重量 (W_{Pi}), [ton]
THR(I)	" の推力, [ton]
DUR(I)	" の燃焼時間, [sec]
AI(I)	" の比推力, [sec]
SEP(I)	ブースタなしのロケットには用いない。 ブースタ付きでは SEP(1)のみを用いる。 I = 1 はブースタを示す。SEP(1)はブースタ切り離しまでの1段目の燃焼時間, [sec]
WPL(J)	ペイロード (J = 1, NPL), [ton]

② 出力データ

入力データの他に, 増大係数, 速度, 各 exchange ratio 等がある。入力データは省略する。

WSTR	構造重量 (W_{Si}), [ton]
S	構造係数 (s_i)
GF	増大係数
V	速度, [km/sec]
WL	i 段以上の初期重量 (W_{Li}), [ton]
WO	" の燃焼後の重量 (W_{Oi}), [ton]
R	質量比 ($= W_{Li}/W_{Oi}$)
DV	各段の増速度, [km/sec]

exchange ratio のところに出てくる y/x は、	
y :	
V	速度, {km/sec}
については ∂y を示す。	
GF	増大係数
S	構造係数
については $\partial \ln y$ を示す。	
x :	
WPL	ペイロード, {ton}
WP	W_{pi} , {ton}
WSTR	W_{si} , {ton}
I	比推力, {sec}
WS	W_{si} , {ton}
WUWP	未利用燃焼, {ton}
については, いずれも $\partial \ln x$ を示す。	

(4) " ST-6 " (Performance of Vehicle for given Velocity Requirement)

ロケットの各段の諸元を与えて, 速度または正味速度を指定した時, M段の重量を変化させた場合のペイロードと増大係数とを求める。なお, M段の比推力および構造係数は従来のもを使用する。

① 入力データ

要求する速度, 各段の諸元, 変更する段の重量(いくつでも良い)等を用意する。

NAME	ロケットの名称
N	段数, ブースタも1段と数える。
V	速度, {km/sec}
V0	正味速度, {km/sec}
TW	1段の推力重量比(1段の推力/1段のみの重量)
M	重量を変える段の指定
NM	変更するM段の重量の数
BM	M段のプロペラントタンク重量比 プロペラント重量(ΔW_p)を増した時, それに見合うタンク重量の増加分(ΔW_{st})の割合($BM = \Delta W_{st} / \Delta W_p$)
WS(I)	i 段の重量(W_{si}), {ton}
WP(I)	" プロペラント重量(W_{pi}), {ton}
THR(I)	" 推力, {ton}
DUR(I)	" 燃焼時間, {sec}
AI(I)	" 比推力, {sec}
SEP(I)	ブースタなしのロケットには用いない。 ブースタ付きでは SEP(1)のみを用いる。 SEP(1)は, ブースタ切り離しまでの1段目

	の燃焼時間, {sec}
WSM(J)	M段の重量($J = 1, NM$), {ton}

② 出力データ

出力データとしては, 入力データの他に, ペイロード, 増大係数, 等がある。

WSTR	構造重量(W_{si}), {ton}
S	構造係数(s_i)
WPL	ペイロード, {ton}
GF	増大係数
T/W	発射時の推力重量比
WL	i 段以上の初期重量(W_{Li}), {ton}
WO	" 燃焼後の重量(W_{Oi}), {ton}
R	質量比($= W_{Li} / W_{Oi}$)
DV	各段の増速度, {km/sec}

(5) " ST-10 " (Performance of a Vehicle for given Launch Mode)

N段のロケットのうちNI段を用いて orbit の perigee 高度までもって行き, NI+1 段以上を用いて所定の orbit にのせる。そして, その時の injection, perigee, apogee における速度, 軌道要素, ペイロード, 増大係数, 等を求める。ブースタも1つの段と見なす。さらに, ブースタの推力が途中で変わる場合にも適用できる。

a) injection というのは, 比較的低い parking orbit に達した状態を示し, ここでは通常 orbit に入れるための加速, 即ち injection-perigee 楕円軌道に入れるための加速を行なう。

b) perigee or apogee というのは, perigee 高度において a) で与えられた速度をもとにして, perigee-apogee 楕円軌道に入れるための加速, 即ち perigee kick を行なう。

c) apogee or perigee というのは, b) の楕円軌道の apogee における高度および速度を示し, 加速は行なわない。

この3つの高度において,

a) = b) = c) ならば Direct ascent の円軌道を示す。

a) < b) = c) ならば Hohmann transfer による円軌道を示す。

a) = b) ならば injection と楕円軌道の perigee が同じ高度である楕円軌道を示す。

① 入力データ

入力データとしては, 各段の諸元その他, injection, perigee, apogee における高度と軌道面傾斜角, 等が

ある。

NAME	ロケットの名称
N	段数, ブースタも1段と数える。
WS(I)	i 段の重量 (W_{Si}), [ton]
WP(I)	" のプロペラント重量 (W_{Pi}), [ton]
THR(I)	" の推力, [ton]
DUR(I)	" の燃焼時間, [sec]
FISP(I)	" の真空中における比推力, [sec] ただし, ブースタは平均的な値
SEP(I)	ブースタなしのロケットには用いない。 ブースタ付きでは SEP(I) のみを用いる。 I=1 はブースタを示す。SEP(1) は, 切り離しまでの1段目の燃焼時間, [sec]
FISPS(I)	sea level における i 段の比推力, [sec] (特に1段目に用いられる。)
THRA(I)	ブースタにおいて推力が変化する場合の後の推力, [ton]
NAMELS	発射地点の名称
FLA	" の緯度, [deg]
NI	injection までの段数
HI	injection 高度, [km]
HP	perigee 高度, [km]
HA	apogee 高度, [km]
WPL0	ペイロード推定の初期値, [ton] (値を入力しなくても良い。)
FIL	発射地点における軌道面傾斜角, [deg]
FII	injection 高度における " , [deg]
FIP	perigee 高度における " , [deg]
FIA	apogee 高度における " , [deg]
FLDIR	発射方位角, [deg] ただし, FIL と FLDIR はいずれか一方を与えれば良い。

② 出力データ

出力データは, 所定軌道における速度, ペイロード, 増大係数, 各段の burn out 高度と速度, 等がある。

WS	段の重量 (W_{Si}), [ton]
WP	段のプロペラント重量 (W_{Pi}), [ton]
WSTR	段の構造重量 (W_{Si}), [ton]
S	段の構造係数 (s_i)
THR	推力, [ton]
DUR	燃焼時間, [sec]
ISP	比推力, [sec] (sea level / vacuum)
SEP	入力データの SEP(I) に同じ
DVMARG	速度マージン, [km/sec]

以上は, 入力データの出力である。

V	所定の orbit までの速度, [km/sec]
V0	" までの正味速度, [km/sec]
WPL	" でのペイロード, [ton]
GF	" での増大係数
T/W	発射時の推力重量比
WL	i 段以上の初期重量 (W_{Li}), [ton]
WO	" 燃焼後の重量 (W_{Oi}), [ton]
R	質量比 (W_{Li} / W_{Oi})
DV	各段で出し得る速度, [km/sec]
DVE	各段の有効増速度, [km/sec]
H	各段の burn out 高度, [km]
V	" における速度, [km/sec]
VE1	1 段までの有効増速度, [km/sec]
ROT	発射点における地球の回転速度, [km/sec]
VBO1	VE1 と ROT のベクトル和, [km/sec]
V1	1 段までの理論的増速度, [km/sec]
DIR	VE1 の方向, [deg]
DIR	ROT " , [deg]
DIR	VBO1 " , [deg]
INC	軌道面傾斜角, [deg]
A	軌道の長半径, [km]
E	軌道の離心率

INJECTION

ALT	injection の高度, [km]
VINJ	" 高度に達した時の速度, [km/sec]
VEL	perigee 高度に乘せるための速度, [km/sec]
DV	" 増速度, [km/sec]
INC	発射点における軌道面傾斜角, [deg]
INC	injection 高度における軌道面傾斜角, [deg]
DI	軌道面傾斜角の増減, [deg]
DIR	VINJ の方向, [deg]
DIR	VEL の方向, [deg]
DD	方向の増減, [deg]
ANG	injection point までの飛しょう角, [deg]
LATI	" での緯度, [deg]

PERIGEE OR APOGEE

ALT	perigee 高度, [km]
VEL	perigee 高度に達した時の速度, [km/sec]
VEL	apogee 高度に乘せるための速度, [km/sec]
DV	apogee 高度に乘せるための増速度, [km/sec]
INC	injection 高度における軌道面傾斜角, [deg]
INC	perigee 高度 " , [deg]
DI	軌道面傾斜角の増減, [deg]

APOGEE OR PERIGEE

ALT	apogee 高度, (km)
VEL	apogee 高度に達した時の速度, (km/sec)
VEL	“ における速度, (km/sec)
DV	軌道に乗せるために必要な増速度, (km/sec)
INC	perigee 高度における軌道面傾斜角, (deg)
INC	apogee “ , (deg)
DI	軌道面傾斜角の増減, (deg)

以上が phase 1 で用いられるプログラムである。

phase 2 以降で用いるプログラムは規模も大きいので、今回は簡単な概略説明にとどめる。

(6) “OPTTRA” (Optimum Determination of Trajectories of Satellites with Strap-on-booster)

このプログラムでは二点境界値問題の二点に、ブースタ・ステージ切り離し点と最終段の軌道投入点を選んでいる。

ブースタ・ステージでは、ロケットにかかる荷重を最小にする飛しょう径路を求めるために、キック角を幾つか変えて計算を行なう。

一方、上段では最適理論の適用ができるために、燃料消費量が最小になるように最終条件をもとに、軌道投入点を出発点として、時間を逆に戻して最適飛しょう径路を計算する。そして、ブースタ・ステージ切り離し時間における高度、速度、飛しょう径路角および姿勢角を計算し、これを先に計算したブースタ・ステージのそれらとを比較し、両方の境界値が完全に一致するまで試行錯誤をくり返す。

最適軌道の決定によって上段の燃焼時間がわかるので、これにより必要なプロペラント量と構造重量から上段の重量がわかる。この重量を基本仕様と比較してペイロードの増減を検討する。

計算はロケットが質点運動するものとし、ルンゲ・クッタ法を用いた数値積分による。

入力データとしては、ロケットの各段の諸元の他、推力、抗力係数、発射方位角、垂直上昇の時間、キック角、等がある。

出力には、時々刻々の速度、高度、飛しょう径路角、姿勢角などの軌道パラメータの他、ペイロードがある。

(7) “MAXPYL” (Maximizing Payload for Optimum Trajectory of Multistage Vehicles)

“OPTTRA”によって決定された最適軌道における重量配分の適否をさらに検討するために、このプログラムでは発射時の全重量、各段の推力、比推力および構造係数を固定し、各段の燃焼時間を変えて最適計算を行ない、

“OPTTRA”と同じような方法で各燃焼時間に対するペイロードを求める。そして、このペイロードが最大となる燃焼時間を選択する。

計算の仮定および方法、入出力データ等は、基本的には“OPTTRA”と同じである。

(8) “SPCV” (Simulation Program of the Carrier Vehicle of Satellites)

このプログラムは、phase 2 で求めた最適軌道をもとにした基準軌道に沿ってロケットを飛しょうさせるために、イベント・シーケンス、姿勢プログラムなどのデータも用いて各飛しょう軌道パラメータを求める。

ロケットの運動は質点として、ルンゲ・クッタ法による数値積分を行なって運動方程式を解いている。

本プログラムは、NAL-TM-137^{5.4)}の中の「プログラム“TSP”」が基礎となっているので、詳細についてはその報告書を参照していただきたい。

(9) “RMAP” (Rocket Mission Analysis Program)

“RMAP”は、開発してきたロケット・システムを最終的に総合評価するために用いるプログラムで、ロケットの制御系、誘導系も考慮して三次元 6 自由度の剛体として打上げ性能を検討する。制御システムとしては、ジンバル・エンジン、ガスジェット装置について組み込んであり、誘導システムは、ストラップダウンおよびプラットフォーム方式による慣性誘導システムを組み入れている。もちろん、姿勢プログラムのみによる開ループの誘導システムも用意してある。

総合評価に際しては、基準軌道における検討ばかりではなく、機体の各種誤差源による評価、あるいは慣性センサの各種誤差源による評価も簡単に行なえるようになっている。

“RMAP”の詳細については、NAL-TM-341^{A.1)}で報告しているので、それを参照していただきたい。

付録 A の参考文献

- A. 1) 小口美津夫、大坪孔治、新田慶治、森英彦：実系のシミュレーションを考慮した剛体ロケットの高精度・多目的軌道解析プログラム
— RMAP —, NAL-TM-341, (1977 年 12 月)

付録B 液体ロケット・エンジンのシステム・デザイン に用いられるプログラム

各プログラムにおける解析内容の概略を、それぞれが必要とする入力データと主な出力データを交えて説明する。なお、各データ名はプログラム内部で用いているものを示した。

(1) 管理プログラム

管理プログラムでは、解析しようとするエンジンについて、その手順を指定する。

① 入力データ

入力データとしては、

NAME	エンジンの名称 (10 字以内)
FTC	燃焼室で出す推力 (kg)
CONFIG	形状計算指示用フラッグ CONFIG = 0 : 形状計算をしない。 CONFIG = 1 : " をする。
COOL	冷却方式の指示 COOL = 1 : 再生冷却 2 : ダンプ冷却 3 : トランスピレーション冷却 (プログラム化の予定) 4 : 薄膜冷却 (ガス状) 5 : 薄膜冷却 (液状) (プログラム化の予定) 6 : アブレーティブ冷却 7 : 輻射冷却
ICOI	冷却の始点 (任意のエンジン断面に付けられた station 番号によって指示する。) 再生冷却では、クーラント入口の station 番号。 その他の冷却方式では、その冷却方式の上流端。
ICOR	再生冷却では、double pass, 1 1/2 pass design のクーラント折り返し点の station 番号。1 pass ではクーラント出口の station 番号。 その他の冷却方式では、その冷却方式の下流端。
ICOO	再生冷却では、double pass, 1 1/2 pass design のクーラント出口の station 番号。1 pass では入力なし。 その他の冷却方式も入力なし。
NCO1	冷却方式のセットのくり返し数。(ノズル出口までの冷却方式の組合わせを 1 セット

CYCLE	する。) サイクル方式の指示 CYCLE = 1 : ガス押し (予定) 2 : ガスジェネレータ 3 : タップ・オフ (予定) 4 : 2 段燃焼 5 : エキスパンダ (予定)
NCY1	くり返し計算をするサイクルの数。

がある。

② 出力データ

解析結果の出力は特に無く、見出し等のプリントアウトのみである。

(2) "TCPERF"

燃焼室の特性を解析するサブプログラムである。

① 入力データ

入力データとしては、使用するプロペラント・データ混合比、生成する燃焼ガスの特性データ等がある。

OXI	酸化剤の名称
DENO	" の密度, (kg/m ³)
TEMPO	" の温度, (°K)
FUEL	燃料の名称
DENF	" の密度, (kg/m ³)
TEMPF	" の温度, (°K)
MDEP	carbon deposit の有無
OFRTC	混合比
PCNS	ノズル stagnation 圧力, (kg/m ²)
TCNSTH	" 温度の理論値, (°K)
FMGAS	燃焼ガスの平均分子量
GAMMA	燃焼ガスの比熱比
ETACST	C* 効率
EPSE	ノズル出口開口比
PA	" 外気圧, (kg/m ²)
ETACF	C _F 効率

② 出力データ

以上の入力データにより、次に述べる諸量を求め、燃焼室の主要諸元を決定する。

TCNS	ノズル stagnation 温度, (°K)
CSTAR	特性排気速度, (m/s)
CF	推力係数
AT	スロート面積, (m ²)
WTC	プロペラント流量, (kg/sec)
FISPTC	比推力, (sec)

(3) "TCCONF"

ここでは、燃焼室およびノズルの基本的仕様データを与えて、それぞれの形状設計を行なう。なお、図 8.3 にエンジンの形状を示す。

① 入力データ

EPSC	燃焼室の contraction ratio (ϵ_c)
FLSTAR	" の特性長さ (L^*), [m]
THETAC	contraction angle (θ_c), [deg]
RCR	contraction 曲率半径 (R_c) のスロート半径 (R_t) に対する比 (R_c/R_t)
THETAN	expansion angle (開始部; θ_n), [deg]
THETAE	" (出口部; θ_e), [deg]
RNR	expansion 始点の曲率半径 (R_n) のスロート半径 (R_t) に対する比 (R_n/R_t)
E(I)	ノズルの任意の点における開口比 (ϵ)

② 出力データ

以上の量により、燃焼室およびノズルの形状を決定する。なお、ノズル形状としては、Bell 型ノズルを考えている。

また、次に述べる "FLOW" を用いて、任意の開口比における寸法、燃焼ガス特性等を出力する。

FLC	燃焼室の長さ (L_c), [m]
FLT	スロートの長さ (L_t), [m]
FLN	ノズルの長さ (L_n), [m]
FLENGN	エンジン全長, [m]
VC	燃焼室の体積, [m^3]
SC	" の表面積, [m^2]
X(I)	任意の ϵ におけるインジェクター面からの長さ, [m]
R(I)	任意の ϵ における半径, [m]
P(I)	" 燃焼ガス圧力, [kg/m^2]
T(I)	" 燃焼ガス温度, [$^{\circ}k$]
TA(I)	" 断熱壁温度, [$^{\circ}k$]
V(I)	" 燃焼ガス速度, [m/s]
FM(I)	" 燃焼ガスのマッハ数

(4) "FLOW"

このサブプログラムは独自の入・出力データを持たず、"TCPERF" および "TCCONF" の中で CALL され、任意の ϵ における燃焼ガスの圧力、温度、速度、マッハ数を求める。

(5) "GASTRA"

冷却システムを解析する上で必要とするガス側の熱伝達率 (h_g) を求めるサブプログラムで、"FLOW" 同様

これ独自の入・出力データは持っていない。"GASTRA" は、冷却システムのサブプログラム "COOLRE", "COOLDU", および "COOLRA" の中で CALL され、任意の ϵ における h_g を求める。

(6) "COOLRE"

再生冷却システムを解析するプログラムで、スロート部における管形状を決定し、次に再生冷却部の各断面における熱特性を求める。

① 入力データ

入力データとしては、スロート部における管材料の特性と冷却に用いるクーラントの物性データ等がある。

なお、冷却始点と終点におけるクーラントの温度から平均温度を定め、これによりクーラントの物性値を定義する。

NPASS	スロートにおける pass の数
TWGT	" 燃焼ガス側の管の壁温, [$^{\circ}k$]
THWRE	スロートにおける管の肉厚, [m]
FKWRE	" 管材料の熱伝導率, [kcal/m.s. $^{\circ}k$]
TCO	クーラントの平均温度, [$^{\circ}k$]
DENCO	" の平均密度, [kg/m^3]
GMUCO	" の平均粘性係数, [$kg/m.s$]
GMUWC	" の管の壁温における粘性係数 [$kg/m.s$]
FKCO	クーラントの熱伝導率, [kcal/m.s. $^{\circ}k$]
CPCO	" の定圧比熱, [kcal/kg $^{\circ}k$]
NCRIT	non-boiling subcritical 冷却 (= 0) と supercritical 冷却 (= 1) との区別

② 出力データ

以上のデータにより、管の断面を楕円とした時の形状および本数を決定し、各断面における熱特性データ、クーラントの温度上昇、圧力損失等を出力する。

DW	管断面の短径, [m]
DR	" の長径, [m]
DH	管の流体平均深さ ($4 \times$ 管の断面積 / 断面の周長), [m]
NPIPE	管の本数
Q(I)	任意の ϵ における熱流量, [kcal/ $m^2.s$]
TA(I)	" 断熱壁温度, [$^{\circ}k$]
HG(I)	" ガス側の熱伝達率, [kcal/ $m^2.s.^{\circ}k$]
TWGD(I)	任意の ϵ における carbon deposit が生じた

	場合のガス側の管の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
RD(I)	任意の ϵ における carbon deposit による熱抵抗, ($\text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot ^{\circ}\text{k} / \text{kcal}$)
TWG(I)	任意の ϵ におけるガス側の管の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
RW(I)	" 管の熱抵抗, ($\text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot ^{\circ}\text{k} / \text{kcal}$)
TWC(I)	任意の ϵ におけるクーラント側の管の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
HC(I)	任意の ϵ におけるクーラント側の熱伝達率, ($\text{kcal} / \text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot ^{\circ}\text{k}$)
TCO(I)	任意の ϵ におけるクーラントの温度, ($^{\circ}\text{k}$)
REYN(I)	" クーラントのレイノルズ数
DTCO	クーラントの温度上昇, ($^{\circ}\text{k}$)
DPCO	" の圧力損失, (kg / m^2)

(7) "COOLDU"

ダンプ冷却システムを解析するプログラムである。ダンプ冷却の場合は、クーラントの入口圧力、温度および流量が未定である。流量以外はクーラントの流れ図によって決定できるが、流量は熱計算によって求まる冷却終点におけるクーラント温度が、指定した温度を満足する様に決めなければならない。

ダンプ冷却はその管の構成が中心線を含む面内にある場合、即ち straight な場合には再生冷却と全く同じである。

① 入力データ

NDUNP	straight (=0) か spiral (=1) かの区別
TWGI	ダンプ冷却始点における管のガス側の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
THWDU	管の始点における肉厚, (m)
FKWDU	" 熱伝導率, ($\text{kcal} / \text{m} \cdot \text{s} \cdot ^{\circ}\text{k}$)
PCDUI	ダンプ冷却始点のクーラントの圧力, (kg / m^2)
TCDUI	ダンプ冷却始点のクーラントの温度, ($^{\circ}\text{k}$)
FMCDU	クーラントの平均分子量
GAMCDU	" の比熱比
TCDUO	の終点の温度, ($^{\circ}\text{k}$)

② 出力データ

クーラント流量が決まると、管の形状が求まり、熱計算により任意の断面における熱流量、管の温度、クーラントの温度等がわかる。出力データは、基本的には再生冷却システムとほとんど同じである。

WCDU	クーラント流量, (kg / sec)
VCDUI	冷却始点におけるクーラントの流速, (m / s)
DTEMP	クーラントの温度上昇, ($^{\circ}\text{k}$)
DPRES	" の圧力損失, (kg / m^2)
DWI	管断面の短径, (m)
DRI	" の長径, (m)
DHI	管の流体平均深さ ($4 \times$ 管の断面積 / 断面の周長), (m)
NPIPE	管の本数
Q(I)	任意の ϵ における熱流量, ($\text{kcal} / \text{m}^2 \cdot \text{s}$)
TA(I)	" 断熱壁温度, ($^{\circ}\text{k}$)
HG(I)	" ガス側の熱伝達率, ($\text{kcal} / \text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot ^{\circ}\text{k}$)
TWGD(I)	任意の ϵ における carbon deposit が生じた場合のガス側の管の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
TWG(I)	任意の ϵ におけるガス側の管の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
TWC(I)	" クーラント側の管の温度, ($^{\circ}\text{k}$)
HC(I)	任意の ϵ におけるクーラント側の熱伝達率, ($\text{kcal} / \text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot ^{\circ}\text{k}$)
TCDU(I)	任意の ϵ におけるクーラントの温度, ($^{\circ}\text{k}$)
PCDU(I)	" クーラントの圧力, (kg / m^2)
GMUDU	任意の ϵ におけるクーラントの粘性係数, (I) ($\text{kg} / \text{m} \cdot \text{s}$)
DENDU	任意の ϵ におけるクーラントの密度, (I) (kg / m^3)
REYN(I)	任意の ϵ におけるクーラントのレイノルズ数
FISPDU	ダンプ冷却における比推力, (sec)

(8) "COOLGF"

薄膜冷却には、液状の被膜を利用するものとガス状のそれを利用するものがある。ここでは、単一のスリットよりのガス状被膜による薄膜冷却システムを検討する。

① 入力データ

入力データとしては、クーラントガスの特性を必要とする。

TCGF	クーラントガスの温度, ($^{\circ}\text{k}$)
FMCGF	" の平均分子量, (kg / mol)
GAMCGF	" の比熱比
WCGF	" の流量, (kg / sec)

② 出力データ

以上のデータを用いて、薄膜の厚さおよびノズル壁の温度分布を求める。

S	被膜の厚さ, [m]
TA(I)	任意の ϵ における断熱壁温度, [$^{\circ}$ k]
TWG(I)	" ガス側のノズル壁温度, [$^{\circ}$ k]

(9) "COOLAB"

アブレーション冷却を解析するプログラムである。

① 入力データ

アブレーション材の特性データを用意する。

TDUR	燃焼時間, [sec]
RR	アブレーション材中の resin の割合
RV	resin 中の pyrolyzed resin の割合
DENAB	アブレーション材の密度, [kg/m ³]
FKAB	" の熱伝導率, [kcal/m.s. $^{\circ}$ k]
TD	resin の分解温度, [$^{\circ}$ k]
FLD	" の気化潜熱, [kcal/kg]
CPABG	アブレーションガスの定圧比熱, [kcal/kg. $^{\circ}$ k]

② 出力データ

以上のデータより、アブレーション材の厚さを求める。

CHARDT	スロートにおける char の厚さ, [m]
CHARD	任意の ϵ における char の厚さ, [m]

(10) "COOLRA"

輻射冷却システムについて解析するプログラムである。

① 入力データ

EMISS	ノズルスカートの emissivity
-------	---------------------

② 出力データ

上記データより、ノズルスカートの radiation による平衡温度と熱流量を各断面について求める。

HGC(I)	任意の ϵ におけるガス側の熱伝達率, [kcal/m ² .s. $^{\circ}$ k]
TA(I)	任意の ϵ における断熱壁温度, [$^{\circ}$ k]
TWG(I)	" ガス側のノズル壁温度, [$^{\circ}$ k]
QRA(I)	任意の ϵ における熱流量, [kcal/m ² .s]

(11) "CYCLGG"

大推力の液体ロケット・エンジンにおける推進薬供給

システムでは、ターボポンプ方式が用いられ、そのエンジン・サイクルの選定が重要な要素を占める。ここでは、エンジン・サイクルの中でセパレート・フロー・サイクルであるガスジェネレータ・サイクルの特性を解析する。

① 入力データ

入力データとしては、ガス発生器、推進剤タンクおよびポンプ、タービンのデータ等がある。

OFRGG	ガス発生器の混合比
PGG	" の燃焼圧力, [kg/m ²]
TGG	" の燃焼温度, [$^{\circ}$ k]
FMGG	" の平均分子量, [kg/mol]
GAMGG	" の比熱比
POTGG	酸化剤タンク圧力, [kg/m ²]
POPOGG	" ポンプ吐出圧力, [kg/m ²]
DPOINJ	" インジェクタ圧力損失, [kg/m ²]
ETAOPG	" ポンプ効率
PFTGG	燃料タンク圧力, [kg/m ²]
PFPOGG	" ポンプ吐出圧力, [kg/m ²]
DPFINJ	" インジェクタ圧力損失, [kg/m ²]
ETAFPG	" ポンプ効率
PTEGG	タービン出口圧力, [kg/m ²] (入口圧力は PGG で近似する。)
ETATGG	タービン効率

② 出力データ

以上のデータより、ポンプおよびタービンの馬力、ガス発生器流量を決定し、推進薬の流れに沿っての流量、温度、圧力等を求め、全体の性能を導く。

TEMPO	酸化剤タンクの温度, [$^{\circ}$ k]
TEMPF	燃料タンクの温度, [$^{\circ}$ k]
WO	酸化剤タンクにおける流量, [kg/sec]
WF	燃料タンクにおける流量, [kg/sec]
DPCO	冷却による圧力損失, [kg/m ²]
DTCO	" 温度上昇, [$^{\circ}$ k]
DPOM	酸化剤側のその他の圧力損失, [kg/m ²]
DPFM	燃料側のその他の圧力損失, [kg/m ²]
WOTC	インジェクタにおける酸化剤流量, [kg/sec]
WFTC	インジェクタにおける燃料流量, [kg/sec]
WTC	燃焼室における推進薬流量, [kg/sec]
P(1)	インジェクタ面における燃焼圧力, [kg/m ²]
PCNS	ノズル stagnation 圧力, [kg/m ²]
TCNS	" 温度, [$^{\circ}$ k]
DPOP	酸化剤ポンプにおける圧力上昇, [kg/m ²]

DPFP	燃料ポンプにおける圧力上昇, (kg/m^2)
DHOP	酸化剤ポンプ正味吸込水頭 (NPSH), (m)
DHFP	燃料ポンプ正味吸込水頭 (NPSH), (m)
WO	酸化剤ポンプ吐出流量, (kg/sec)
WF	燃料ポンプ吐出流量, (kg/sec)
QOP	酸化剤ポンプ体積流量, (m^3/sec)
QFP	燃料ポンプ体積流量, (m^3/sec)
IHPOP	酸化剤ポンプ軸出力, (HP)
IHPFP	燃料ポンプ軸出力, (HP)
CNSOP	酸化剤ポンプにおける NPSH と N_s (吸込比速度) との比
CNSFP	燃料ポンプにおける NPSH と N_s との比
WGG	ガス発生器流量, (kg/sec)
PTI	タービン入口圧力, (kg/m^2)
TTI	" 入口温度, $(^\circ\text{K})$
TTE	" 出口温度, $(^\circ\text{K})$
IHPT	" 軸出力, (HP)
CO	タービンノズル出口速度, (m/sec)
ANT	" スロート断面積, (m^2)
EPSN	" 開口比

その他, 全体性能を表わすデータとして次のものがある。

FTC	燃焼室で発生する推力, (kg)
FTE	ガス発生器による推力, (kg)
FDU	ダンプ冷却により生ずる推力, (kg)
F	エンジン全体の推力 $(= \text{FTC} + \text{FTE} + \text{FDU})$, (kg)
FR	F の FTC に対する比 $(= F/\text{FTC})$
FISPTC	燃焼室における比推力, (sec)
FISPTE	ガス発生器における比推力, (sec)
FISPDU	ダンプ冷却における比推力, (sec)
FISP	エンジン全体の比推力 $(= F/(\text{WO} + \text{WF}))$, (sec)
ETAC	FISP の FISPTC に対する比 $(= \text{FISP}/\text{FISPTC})$
WTC	燃焼室における推進薬流量, (kg/sec)
W	タンクにおける推進薬流量, $(= \text{WO} + \text{WF})$, (kg/sec)
WR	W の WTC に対する比 $(= W/\text{WTC})$
WOGG	ガス発生器における酸化剤流量, (kg/sec)
WFGG	ガス発生器における燃料流量, (kg/sec)
OFR	エンジン全体の混合比 $(= \text{WO}/\text{WF})$

02 "CYCL2S"

ターボポンプ方式のエンジン・サイクルの中で, トッピング・フロー・サイクルである 2 段燃焼サイクルシステムについて解析を行なうプログラムである。

① 入力データ

入力データとしては, プレバーナ, ポンプ, タービンに関するデータがある。

OFRPRE	プレバーナの混合比
PPRE	" の燃焼圧力, (kg/m^2)
TPRE	" の燃焼温度, $(^\circ\text{K})$
FMPRE	" の平均分子量, (kg/mol)
GAMPRE	" の比熱比
POT2S	酸化剤タンク圧力, (kg/m^2)
POPO2S	" ポンプ吐出圧力, (kg/m^2)
DPOPRE	" のプレバーナ入口圧力損失, (kg/m^2)
ETAOP2	酸化剤ポンプ効率
PFT2S	燃料タンク圧力, (kg/m^2)
PFPO2S	" ポンプ吐出圧力, (kg/m^2) " のプレバーナ入口圧力損失, (kg/m^2)
ETAFP2	" ポンプ効率
PTIPRE	タービン入口圧力, (kg/m^2)
ETAT2S	タービン効率
DPINJ	プレバーナを出たガスのインジェクタ圧力損失, (kg/m^2)

② 出力データ

以上のデータを用いて, ポンプおよびタービンの性能を定め, これによりタービン出口圧力を決定する。また, 燃焼室の推力効率を求めて, 全体の推力および比推力性能を計算する。

TEMPO	酸化剤タンクの温度, $(^\circ\text{K})$
TEMPF	燃料タンクの温度, $(^\circ\text{K})$
WO	酸化剤タンクにおける流量, (kg/sec)
WF	燃料タンクにおける流量, (kg/sec)
DPCO	冷却による圧力損失, (kg/sec)
DTCO	" 温度上昇, $(^\circ\text{K})$
WOMAIN	燃焼室における酸化剤流量, (kg/sec)
WOPRE	プレバーナにおける酸化剤流量, (kg/sec)
WFPRE	" 燃料流量, (kg/sec)
DPOM	酸化剤側のその他の圧力損失, (kg/sec)
DPFM	燃料側のその他の圧力損失, (kg/sec)
WPRE	プレバーナにおける推進薬流量, (kg/sec)
PTE	タービン出口圧力, (kg/sec)

TTE	タービン出口温度, ($^{\circ}\text{k}$)	WR	WのWTCに対する比 ($=W/WTC$)
DPTE	" 圧力損失, (kg/sec)	OFR	エンジン全体の混合比 ($=WO/WF$)
WTC	燃焼室における推進薬流量, (kg/sec)		
P(1)	インジェクタ面における燃焼圧力, (kg/m^2)		
PCNS	ノズル stagnation 圧力, (kg/sec)		
TCNS	" 温度, ($^{\circ}\text{k}$)		
DPOP	酸化剤ポンプにおける圧力上昇, (kg/m^2)		
DPFP	燃料ポンプにおける圧力上昇, (kg/m^2)		
DHOP	酸化剤ポンプ正味吸込水頭 (NPSH), (m)		
DHFP	燃料ポンプ正味吸込水頭 (NPSH), (m)		
WO	酸化剤ポンプ入口流量, (kg/sec)		
WF	燃料ポンプ入口流量, (kg/sec)		
QOP	酸化剤ポンプ体積流量, (m^3/sec)		
QFP	燃料ポンプ体積流量, (m^3/sec)		
IHPOP	酸化剤ポンプ軸出力, (HP)		
IHPFP	燃料ポンプ軸出力, (HP)		
CNSOP	酸化剤ポンプにおける NPSH と N_s との 比		
CNSFP	燃料ポンプにおける NPSH と N_s との比		
TTI	タービン入口温度, ($^{\circ}\text{k}$)		
TTE	" 出口温度, ($^{\circ}\text{k}$)		
IHPT	" 軸出力, (HP)		
C0	タービンノズル出口速度, (m/sec)		
ANT	" スロート断面積, (m^2)		
EPSN	" 開口比		

その他、全体性能を表わすデータとして、次のものがある。

FTC	燃焼室における推力の設計値, (kg)
FTCA	" 実際の推力, (kg)
FDU	ダンプ冷却による推力, (kg)
F	エンジン全体の推力 ($=FTCA + FDU$), (kg)
FR	F の FTC に対する比 ($=F/FTC$)
FISPTC	燃焼室における比推力の設計値, (sec)
FISPTA	" 実際の比推力, (sec)
FISPDU	ダンプ冷却における比推力, (sec)
FISP	エンジン全体の比推力 ($=F/(WO+WF)$), (sec)
ETAC	FISP の FISPTC に対する比 ($=FISP/FISPTC$)
W	タンクにおける推進薬流量 ($=WO+WF$), (kg/sec)

航空宇宙技術研究所資料 403号

昭和55年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
