

JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

# 宇 / 宙 / 先 / 端

宇宙先端活動研究会誌

MAR.1997 VOL.13-NO.

**IAJA** 2



# 宇宙先端 1997年3月号 (第13巻第2号) 目次

---

特集 ロケット人間研究会 (続)

ロケット人間研究会 (第4回) 報告 . . . 27

マーズ・パスファインダーのいささか乱暴な着陸

福田 徹 . . . 48

## 宇宙先端活動研究会

代表世話人  
五代 富文

世話人

石澤 禎弘	伊藤 雄一	湯沢 克宜	岩田 勉	上原 利数
大仲 末雄	川島 鋭司	菊池 博	櫻場 宏一	笹原 真文
佐藤 雅彦	茂原 正道	柴藤 羊二	鈴木 和弘	竹中 幸彦
鳥居 啓之	中井 豊	長嶋 隆一	長谷川秀夫	樋口 清司
福田 徹	松原 彰士	森 雅裕	森本 盛	岩本 裕之

### 事務局連絡先

〒105 港区芝大門1丁目3-10 コスモタワービル7F  
(財) 科学技術広報財団 宇宙プロジェクト室  
櫻場 宏一 (事務局長)

TEL 03-3459-8115 FAX 03-3459-8116

### 入会案内

本会に入会を希望される方は、本誌添付の連絡用葉書に所定の事項を記入して本会まで送付するとともに、本年度の年会費を支払って下さい。なお、会費は主に会誌の発行にあてられます。

年会費： 3,000円 (1996年7月～1997年6月)  
会誌 (年6冊) は無料で配布します。

(年会費の支払方法)

1. 財務担当に直接払う  
財務担当：佐藤 直也 [宇宙開発事業団経理部予算課]
2. 郵便振替  
口座番号：00120-0-21144  
加入者名：宇宙先端活動研究会
3. 銀行振込  
富士銀行浜松町支店 普通3167046

## ロケット人間研究会（第4回）報告

日時：1996年11月19日（火）18:00-20:00

場所：宇宙開発事業団芝分室

出席者（敬称略）：柴藤羊二、森戸俊樹、小林悌宇、久司一博、  
中野英一郎、青木賢司、有田誠、佐藤直也、  
大貫剛、木達一仁、福田徹、岩本裕之

議事：

今回は、各メンバーの発表会の観があった。紹介された資料は以下のとおり。

- ロケットエンジン単独、垂直離陸水平着陸型ビークルの初期検討  
(fig. 1-1~16)
- 中野資料 (fig. 2-1~2、第2回報告のfig. 2-1~10も参照)
- X-PRIZE 応募機概念分類と類似例 (fig. 3-1~8)
- 既存システム流用のX-PRIZE 応募機概念案 (fig. 4-1~5)
- X-PRIZE 提案書 (fig. 5-1~4)

主な発言など：

○コースティング中の姿勢制御は課題。

○TRの頭胴部は頭からではなく横になって落ちてきている。（重心をそのようにしている。）

○再突入時に重心を移動させるため搭乗位置を動かしたい（！）

○これまでのデータを生かす意味でHOPE同形は有効。

○水平速度を稼ぎ、減速距離を長くするという意味で、ダウンレンジを長く  
とる打ち方もあり得る。

○スカイスポーツシンポジウムでの発表は申し込みが出遅れたこともあり、  
取りやめた。

（福田 徹）

## 第4回ロケット人間研究会資料

平成8年11月19日

ロケットエンジン単独、垂直離陸  
水平着陸型ビークルの初期検討

by M. Arita

fig. 1-1

## X-PRIZEのミッション要求

- 2人の人間を最低100kmの高度へ
- 最低3人の運搬容量(重量及び容積)
- 14日間に2回の飛行
- 2回目の飛行で1回あたりの経費の安さと機体の再使用性を実証
- 飛行前に指定した着陸場所の5km以内に制御されて着陸

fig. 1-2

## 機体検討の前提条件

- ペイロード(人間、人間の乗る部分、生命維持装置？関係含む)の重量は2000kgを想定
- 最大加速度は6G以下
- できるだけ、見る人にアピールできるよう、考慮する

fig. 1-3

## 前回までの検討のまとめ

- ジェットエンジンとロケットエンジンを併用した案(垂直離陸、水平着陸)で高度100km以上の上昇が可能なが判った。
- 併用するロケットエンジンには、予想外に大きな推力(20トン程度)が必要なことが判明した。
- 上記推力のロケットエンジン単独案でも高度100kmが達成可能なことを確認した。

fig. 1-4

## 今回の検討方針

- 機体開発費、整備費の効率化を考え、ジェットエンジンをはずし、ロケットエンジン単独案で検討する。
- 現存する安価そうなロケットエンジン(特にロシア製)を調査し、その使用を検討する。
- 飛行形態は前回同様、垂直離陸、水平着陸とする(有翼型)。

fig. 1-5

## ロケットエンジン選定時の考慮点

- 総推力20ton程度
- 有人であることから毒性がなく、取り扱いが比較的容易なLOX/ケロシン系
- ターボポンプ式よりも構造の簡単な加圧ガス式が望ましい。
- 入手可能なものであること。

fig. 1-6

## ロケットエンジンの調査結果

- 残念ながら、本日までにガス押し式のケロシンエンジンを探すことができなかった。
- 本日はロシア製の11D58Mエンジンの2基クラスタをベースとして検討する。
- 11D58Mエンジンはプロトンロケット他の最上段用エンジンで、2段燃焼式のLOX/ケロシンエンジンである。
- 上段用エンジンであるため、地上発射用として膨張比を低下させて検討する。

fig. 1-7

## 11D58Mエンジン(オリジナル)の諸元

- 真空中推力 : 8.35 ton
- 真空中比推力: 361 秒
- FEED SYSTEM : 2段燃焼式ターボポンプ
- 燃焼圧 : 76.4 気圧
- 推進薬 : LOX/RP-1
- 混合比 : 2.6
- 膨張比 : 189
- スロットル機能 : なし

fig. 1-8

## 11D58Mエンジン(改修)の諸元

- 真空中推力 : 7.55 ton
- 真空中比推力: 320 秒
- FEED SYSTEM : 2段燃焼式ターボポンプ
- 燃焼圧 : 76.4 気圧
- 推進薬 : LOX/RP-1
- 混合比 : 2.6
- 膨張比 : 27
- スロットル機能 : なし

fig. 1-9

## 機体概要図

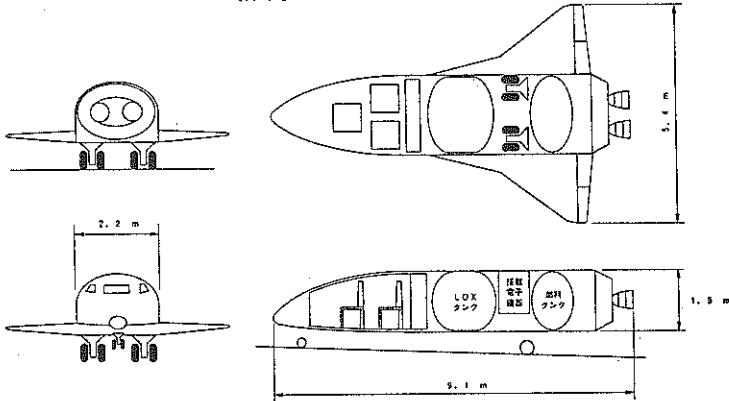


fig. 1-10

## 飛行解析入力条件

- 全備重量 : 11000 kg
- 推進薬重量 : 6000 kg
  - LOX: 4333 kg
  - RP-1: 1667 kg
- 構造系重量 : 3000 kg
- パイロット重量 : 2000 kg
- 0~120秒ロケットエンジン作動

fig. 1-11

## 飛行解析結果

- 最高到達高度: 126.3km(リフトオフ後248秒)
- 最大加速度: 3.2G
- 最大動圧: 3.2 tonf/m<sup>2</sup>

fig. 1-12



飛行解析結果  
(高度-水平距離図)

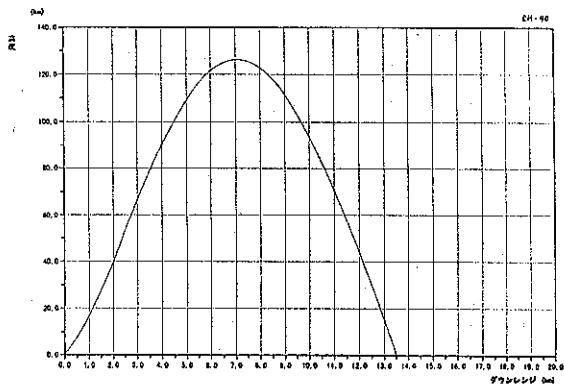


fig. 1-13

飛行解析結果  
(飛行状態量図1)

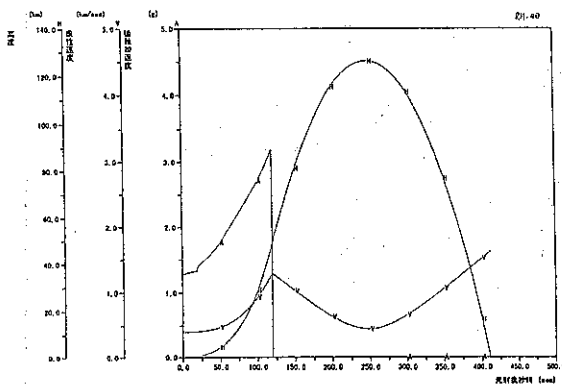


fig. 1-14

飛行解析結果  
(飛行状態量図2)

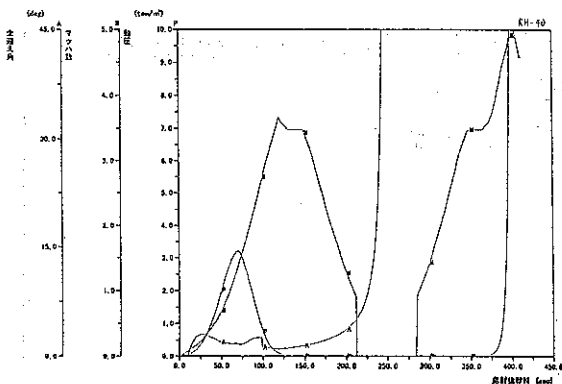


fig. 1-15

## まとめ

- ロシア製ロケットエンジン11D58Mを2基用いたロケットエンジン単独案を検討し、ミッションの成立性を確認した。
- コースト中の姿勢制御方式については別途検討する必要がある。
- 帰還時の滑空性能等については、専門家を含めた検討が必要である。

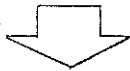
fig. 1-16

計算結果から思うこと

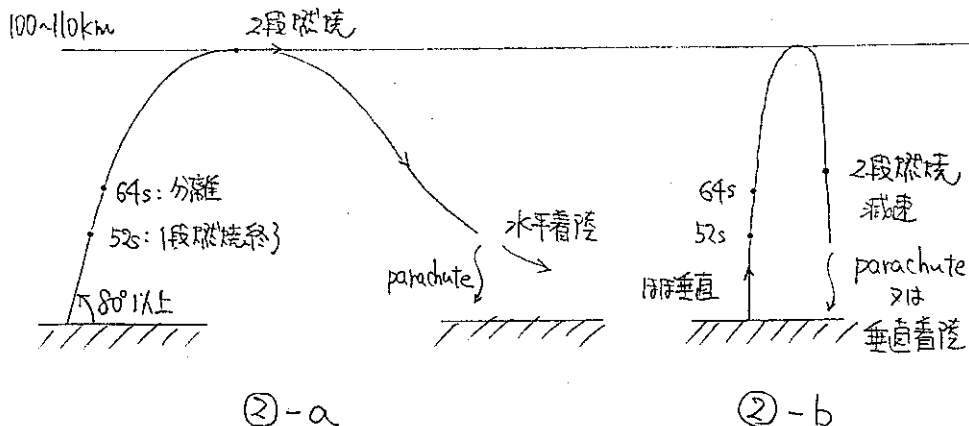
- ① 打ち上げ時ケース1から7のうち、ケース1の機軸加速度がいちばん小さい。  
1段燃焼末期、ペイロード重量大のため、加速度小となるためである。  
→できるだけ発射角大にする。ペイロード重量大にする。
- ② 帰還時ケース1から5のうち、ケース1の機軸加速度（絶対値）がいちばん小さい。  
理由は？。ただし本ケースはC dのみによる減速。揚力を利用できるなら、もう少し方策があるのではないかと？  
→揚力飛行を考慮。
- ③ 帰還時ケース1、8、9のうち、ケース1の機軸加速度（絶対値）がいちばん小さい。  
ピーク加速度の時間もいちばん遅い。  
C dのみによる減速の場合、C dが小さいほど、ピーク加速度は小（ゆっくり減速？）。  
ただしケース1も大きな減速加速度がでている最中に地面に激突している模様。  
→大きな減速加速度が出る前に揚力飛行で逃げる。

？結論？

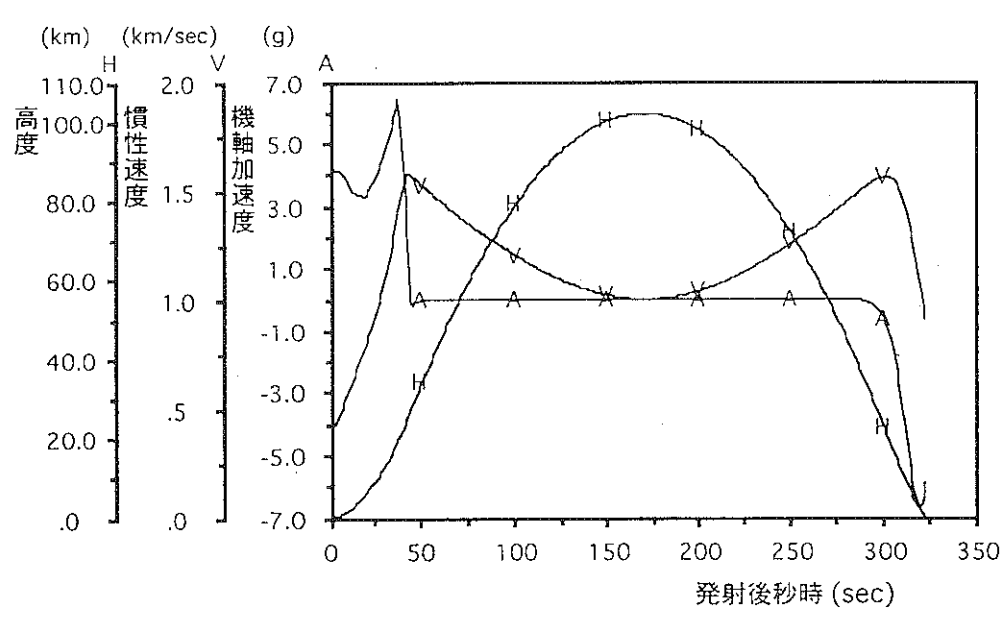
- ① できるだけ発射角大にして、重たいものを打ち上げる。  
2段目の推進系および姿勢制御系を積む。



- ②-a ペイロードを揚力体にする。  
水平方向への速度を2段目の推進系で稼ぎ、揚力飛行&水平着陸（または、最後はパラシュート着陸）する。
- ②-b ペイロードをDC-Xタイプにする。  
帰還時2段目の推進系で徐々に減速し、垂直着陸（または、最後はパラシュート着陸）する。



中野  
資料④



M=5<5  
1.6km/s  
弱

TR-IA

発射角 20°  
1°傾斜重量 3,700kg

→ 約100kmの高度  
空力特性等は不明。

頂点高度

(171sec) 101,648km

XPRIZE-TR

fig. 2-2

## X-PRIZE 応募機概念分類と類似例

## 1. 発射形態

- 1.1. 地上垂直：既存ロケットシステム多数有り、流用の可能性大。 \*  
TR-1A (10.4ton, 264km)、HYFLEX (1ton, 110km)、X-CRV (8ton, 衛星軌道) 等
- 1.2. 地上水平：開発規模大、成立性困難。  
X-30 (概念研究) 等
- 1.3. 空中 (航空機から)：既存例有り。流用の可能性有り。 \*  
X-15 (25ton, 106km)、ペガサス (18.5ton, 衛星軌道)、X-34 (35ton, 170km) 等
- 1.4. 空中 (バルーンから)：比較的小型の既存例有り。  
HYMES\* (1.2ton, 73km)、X-CRV201 (6ton?) 等

## 2. 加速形態

- 2.1. 固体ロケット：主に無人機で既存例有り。再使用困難。
- 2.2. 液体ロケット：主に有人機で既存例有り。固体に比較して複雑。
- 2.3. ジェットエンジン：高高度例無し。

## 3. 着陸 (または着水) 形態

- 3.1. 水平 (車輪、そり等)：主に有人機で既存例有り。(有翼~リフティングボディ)  
X-15、X-33、X-34、HOPE-X等
- 3.2. 垂直 (パラフォイル等)：パラシュートで既存例有り。(リフティングボディ~弾道)  
X-CRV、HYFLEX等
- 3.3. 垂直 (逆噴射)：既存例有り。(弾道)  
DC-X\* (19ton, 3km)

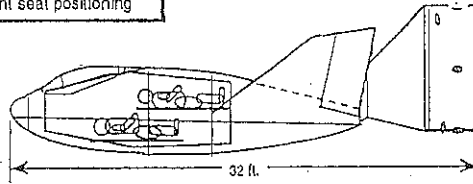
## 4. 有力な組合せ形態

- 4.1. 地上垂直打上+ロケット加速+水平着陸：現研究、既存品流用の可能性有り。  
HOPE-X
- 4.2. 地上垂直打上+ロケット加速+パラフォイル着陸：比較的簡便、既存品流用の可能性有り。  
X-CRV
- 4.3. 地上垂直打上+ロケット加速+垂直着陸：DC-X開発品 (RL10A-5) 流用可能か？  
DC-X
- 4.4. 空中発射+ロケット加速+水平着陸：地上打上に比べ機体規模小、打上形態の制約大。  
X-15
- 4.5. 空中発射+ロケット加速+パラフォイル着陸：地上打上に比べ機体規模小、打上形態の制約大。  
X-CRV201 (?)

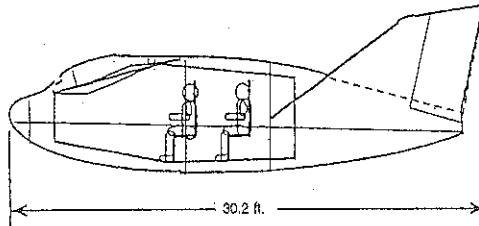
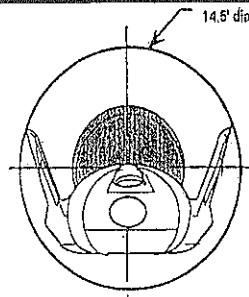
(\*: 概要図参照)

# Maximum Scale for 14.5 ft Diameter Envelope

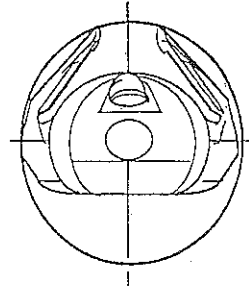
Volume not adequate for ascent seat positioning



ACRV-X (100% scale)



126% scale



X-CRV 概要 (1/2)

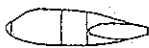
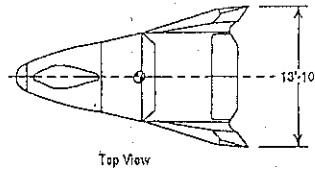
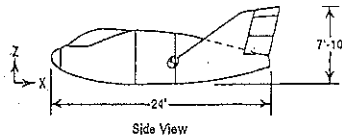
October 24, 1995

fig. 3-2

The

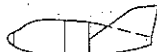
X-CRV

Vehicles



**Vehicle 121**  
(Drop Vehicle)

- C130 drop
- Structure built by Scaled Composites
- No Fins



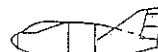
**Vehicle 131**  
(Inert Flight Vehicle)

- B52 Drop
- Structure built by designated contractor
- Contains Pioneer parafoil
- DFRC instrumentation
- Fixed aerosurfaces



**Vehicle 132**  
(Free Flight Vehicle)

- B52 drop
- Structure built by designated contractor
- Contains Pioneer parafoil
- DFRC instrumentation
- JSC avionics and instrumentation
- JSC Flight control



**Vehicle 201**  
(High Flight Vehicle)

- Aircraft/Balloon Drop
- Built by JSC
- Contains Pioneer parafoil
- JSC avionics and instrumentation
- Active aerosurfaces
- Pressurized cabin



**Vehicle 202**  
(Space Flight Vehicle)

- Launch on TBD launcher with upperstage
- Built by JSC
- Complete spaceflight vehicle systems

X-CRV 概要 (2/2)

fig. 3-3



fig. 3-4

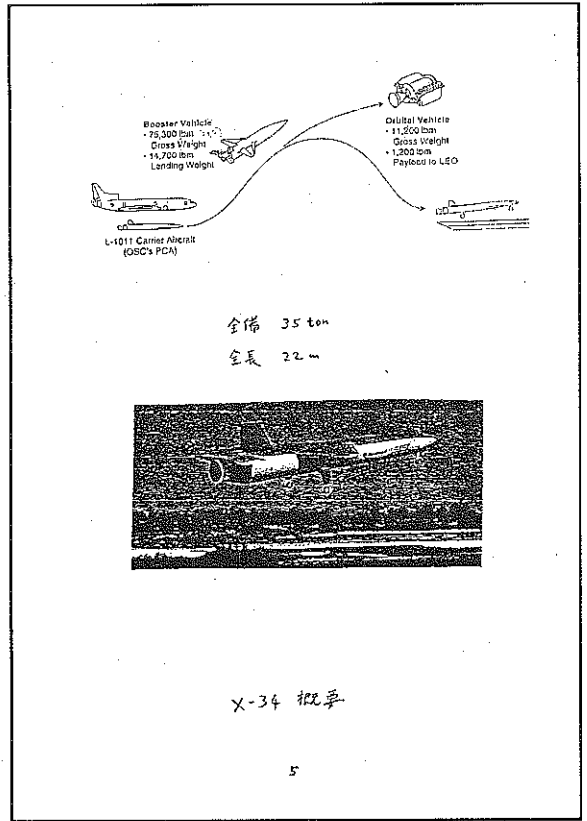


fig. 3-5

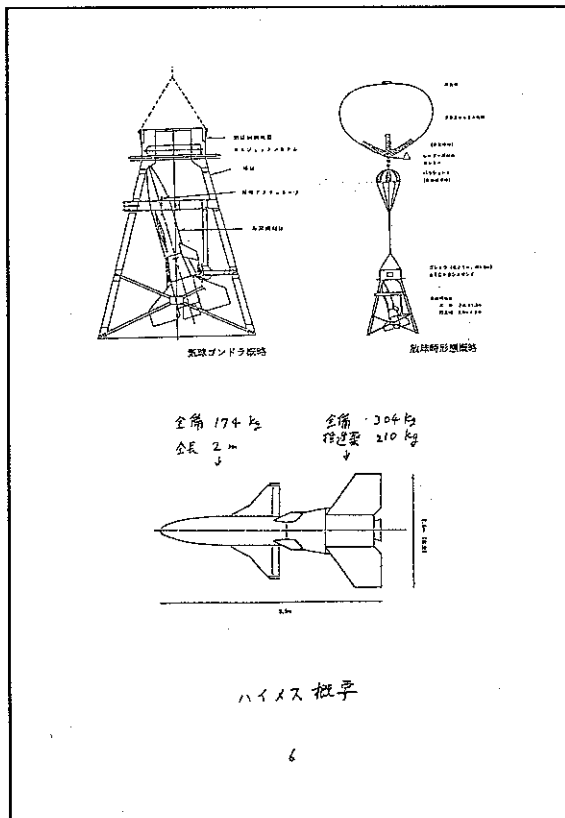


fig. 3-6

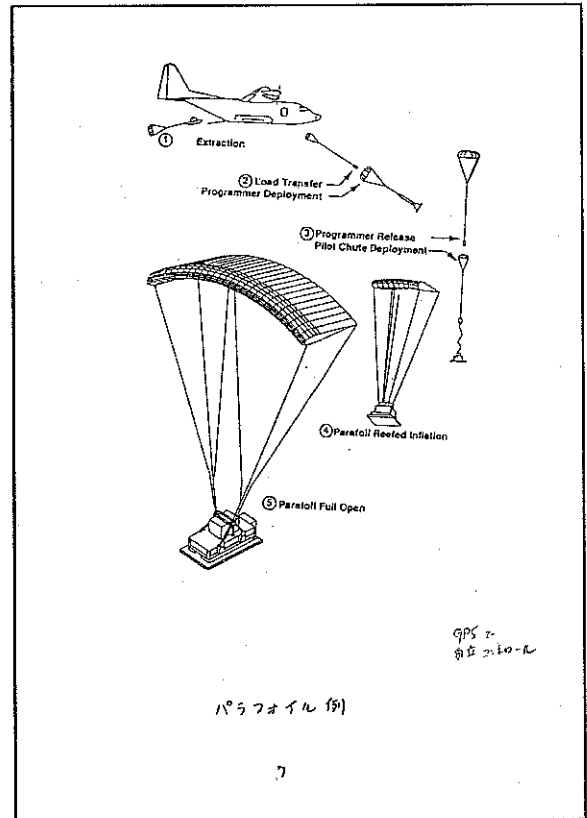
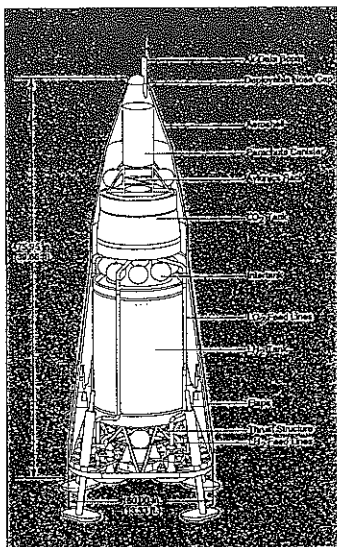


fig. 3-7



Far Left: Voyage of prototype single-stage-to-orbit rocket.  
 Left: An insider's look at the Delta Clipper.

全備 19 ton

全長 12 m

DC-X 概要

fig. 3-8



## 既存システム流用のX-PRIZE 応募機概念案

### 1. 案1 (地上発射、固体ロケット打上、パラシュート着水)

#### 1.1. 全体概要 (図-1、表-1参照)

- ・ 既存の小型固体ロケット (TR-1Aクラス) による地上打上→開発要素削減
- ・ コールドガスジェットと舵面で姿勢制御→TR-1A、HYFLEX実績反映
- ・ 極超音速、超音速で軌道制御→HYFLEX実績反映
- ・ 亜音速からパラシュートによる減速→TR-1A、HYFLEX実績反映
- ・ 海上へ着水し、水密構造で浮遊、船舶にて回収→TR-1A、HYFLEX実績反映

#### 1.2. 問題点と対策・評価

- ・ 空力形状変更による打上げ時の安定性低下→ロケット尾翼の拡大
- ・ 打上能力が過大→ダミーウェイト搭載
- ・ ベイロード重量増加→ロケット構造 (分離機構含む) 強化
- ・ 着水点分散が大→必要ならばパラフォイルによる軌道制御
- ・ 再使用が困難→X-PRIZEルール等から要検討
- ・ フローテーションバッグ、回収船が必要→HYFLEX実績にて対処可能

### 2. 案2 (空中発射、固体ロケット打上、パラシュート着地)

#### 2.1. 全体概要 (図-2参照)

- ・ 既存の小型固体ロケット (ベガス) による空中発射→開発要素削減
- ・ コールドガスジェットと舵面で姿勢制御→TR-1A、HYFLEX実績反映
- ・ 極超音速、超音速で軌道制御→HYFLEX実績反映
- ・ 亜音速からパラシュートによる減速→TR-1A、HYFLEX実績反映
- ・ 着地→回収運用簡略化

#### 2.2. 問題点と対策・評価

- ・ 空力形状、重量、重心に制限→システム設計にて要検討
- ・ 打上能力が過大→耐熱構造、制御力強化
- ・ 着地点分散が大→必要ならばパラフォイルによる軌道制御
- ・ 再使用が困難→X-PRIZEルール等から要検討
- ・ 着地衝撃が大→緩衝機構搭載

表-1 案1 諸元

項目	各段等		パイロード部
	第 1 段	モーター部	
全 長 (m)	11.9		
	6.68	0.85	5.0
外 径 (m)	1.13	1.13 (後部)	1.6 W × 1.2 H
全 備 質 量 (t)	12.2		
	8.57	1.3	2.2
推 進 薬	固体推進薬	—	—
推進薬質量 (t)	7.0	—	—
初期推力 (t)	68.5	—	—
比 推 力 (s)	272	—	—
燃 焼 時 間 (s)	52	—	—
発射上下角 (°)	75.8 (ノミナル)		
発射方位角 (°)	119 (ノミナル)		
到達高度 (km)	約 110		約 110
水平飛行距離 (km)	約 110		約 170
姿 勢 制 御	ピッチ・ヨー	ガスジェット+舵面	
	ロール	—	
搭 載 機 器 等	・タンブルモータ		<ul style="list-style-type: none"> <li>・電池</li> <li>・ガスジェット</li> <li>・慣性センサパッケージ</li> <li>・制御電子装置</li>   <li>・電力シーケンス分配器</li> <li>・回収装置 (ビーコン送信装置 (290MHz帯) 含む)</li> <li>・舵面アタッチメント</li> </ul>

図-1(1/2)案1概要

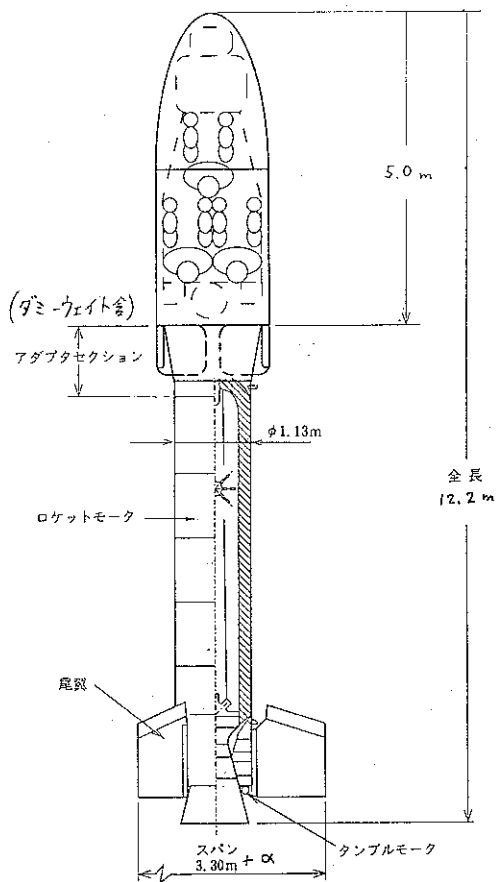
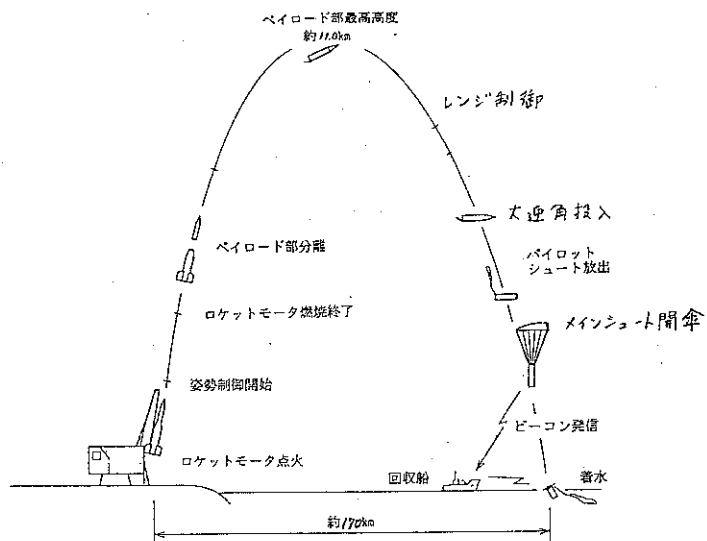
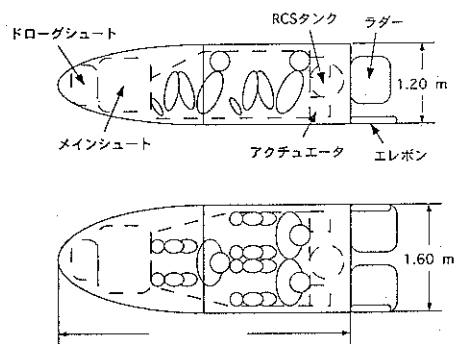
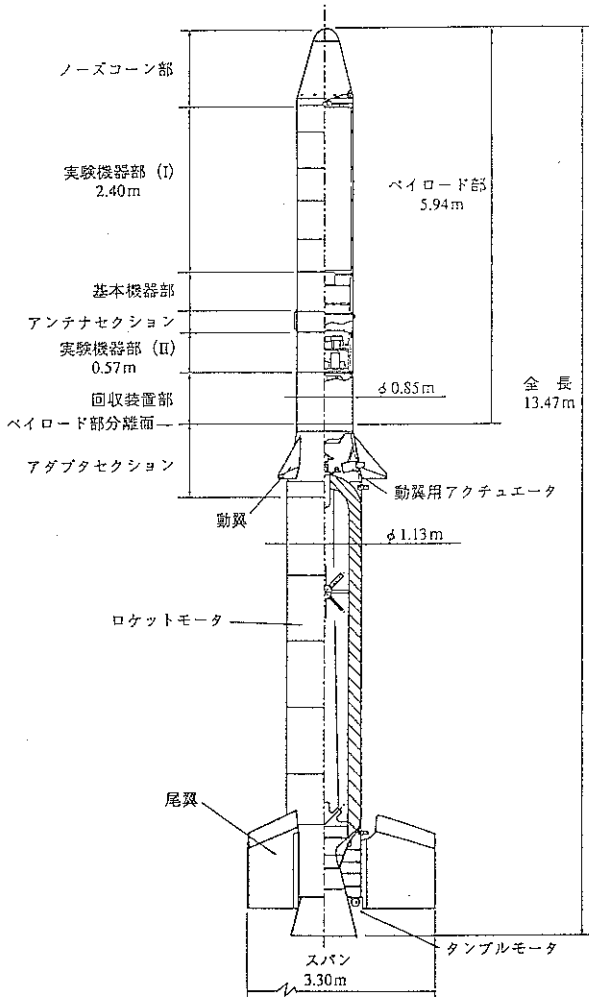


図-1(2/2)案1概要

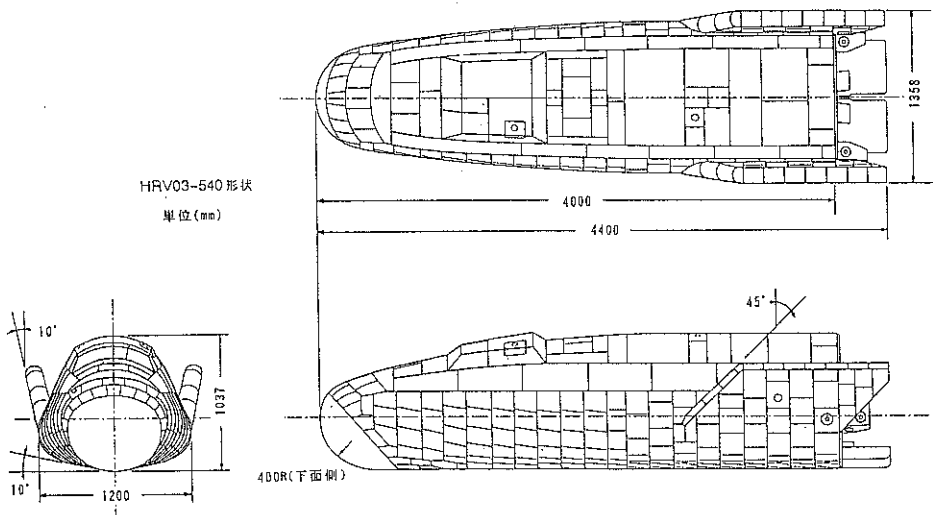


(参考)

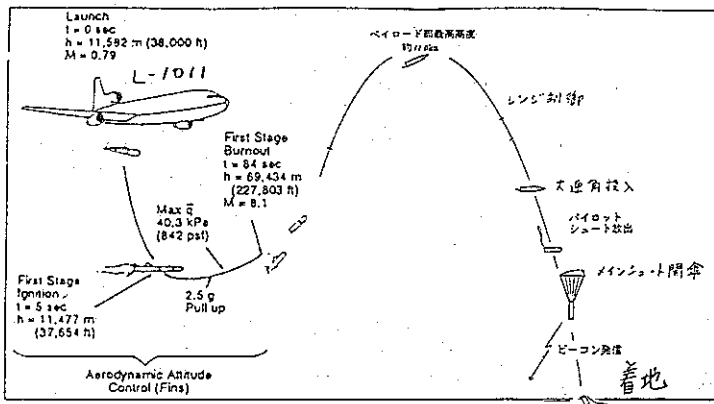
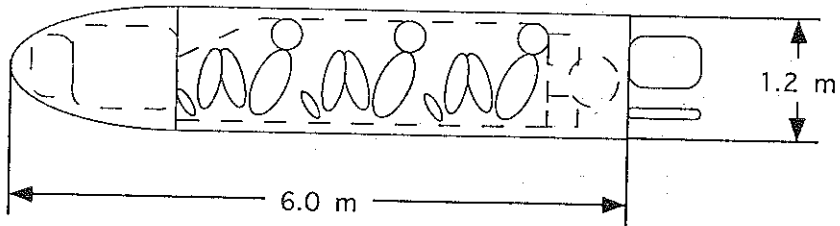
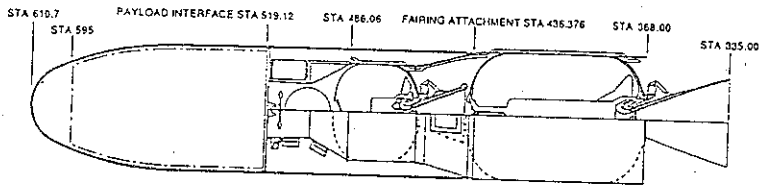
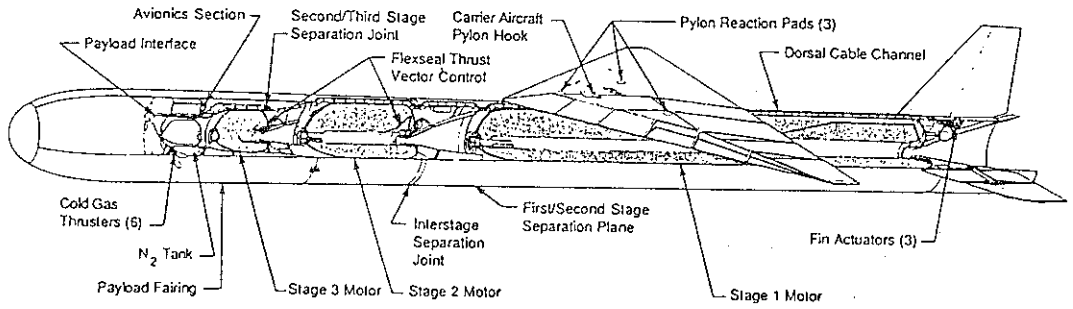


TR-1A ロケットの形状

HRV03-540 形状  
単位(mm)



# 図-2 案2 概要



↑  
Max Load = 8 G

小林/久司

◎ミッション概要

HOPE-Xの1/2スケールの機体に固体ロケットを搭載し、垂直打上げ後、重力ターン軌道により高度100kmまで上昇する。その後再突入、エネルギー調整フェーズ通過後、小笠原近海の着陸場へ着陸する。

◎機体コンフィギュレーションの選定理由

(1) コスト優先で考えるならば、固体ロケット+カプセル型回収機の形態が最も単純であるが、機体の再使用性及び再突入時のG環境に難点がある。

(2) 再突入時のG環境を緩和すべく、揚力飛行体とする場合は、数多くの風洞試験による空力特性の把握が必要となる。

(1)、(2)の難点を解決する策として、  
HOPE-Xの1/2スケールの機体に固体ロケットを搭載する機体コンフィギュレーションを提案する。

→利点：HOPE-Xの形状に関しては、豊富な空力データが蓄積されている。  
：固体ロケットを機体内に搭載することで、分離等不要で、完全再使用も図れる。

◎ミッション成立性の概略検討

・重量構成

内訳	重量	備考
機体重量 (モーターケース除く)	2.3 ton	注1)
モーターケース	0.3 ton	M-3B (M-3SII3段) 相当
推進薬量	3.7 ton	M-3B (M-3SII3段) 相当
人員	0.18 ton	3名
人員装備	0.12 ton	酸素ボンベ/脱出用パラシュート等
全備重量	6.6 ton	

注1) 機体重量算定法

- a. HOPE-Xドライ重量 (9900kg) - 熱防護材重量 (2490kg)  
- OMS/加圧系重量 (550kg) = 6860kg
- b. ALFLEX全備重量 = 750kg (HOPE-Xの1/3スケール)

上記 a、b の重量線形補間して算出

- ・必要増速量：2000 m/s
- ∴) TRIAの重量構成、推進特性より算出

上記重量構成にて、必要増速量が達成可能。

**X - P r i z e** X-Prize機体 3 面図案(HOPE-X1/2ベース)

概要

機体：HOPE-X 1/2スケールベース  
 ドライ重量：2.9 t on  
 燃料：3.7 t on  
 主要装備品：固体ロケット  
                  (M-3SII第3段モータ)  
 パラシュート  
 生命維持 (酸素ボンベ等)  
 その他

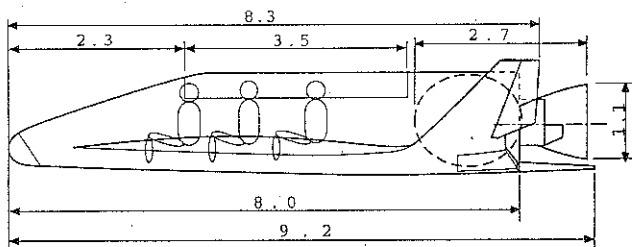
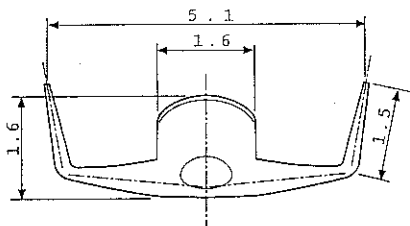
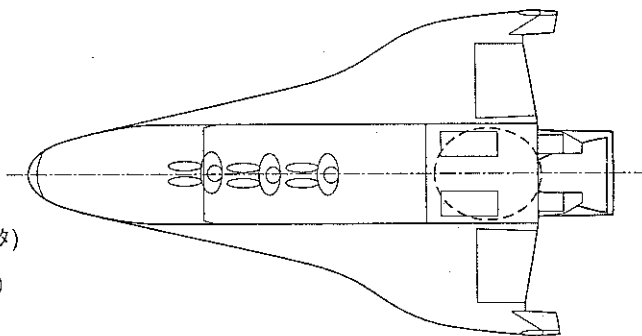


fig. 5-2

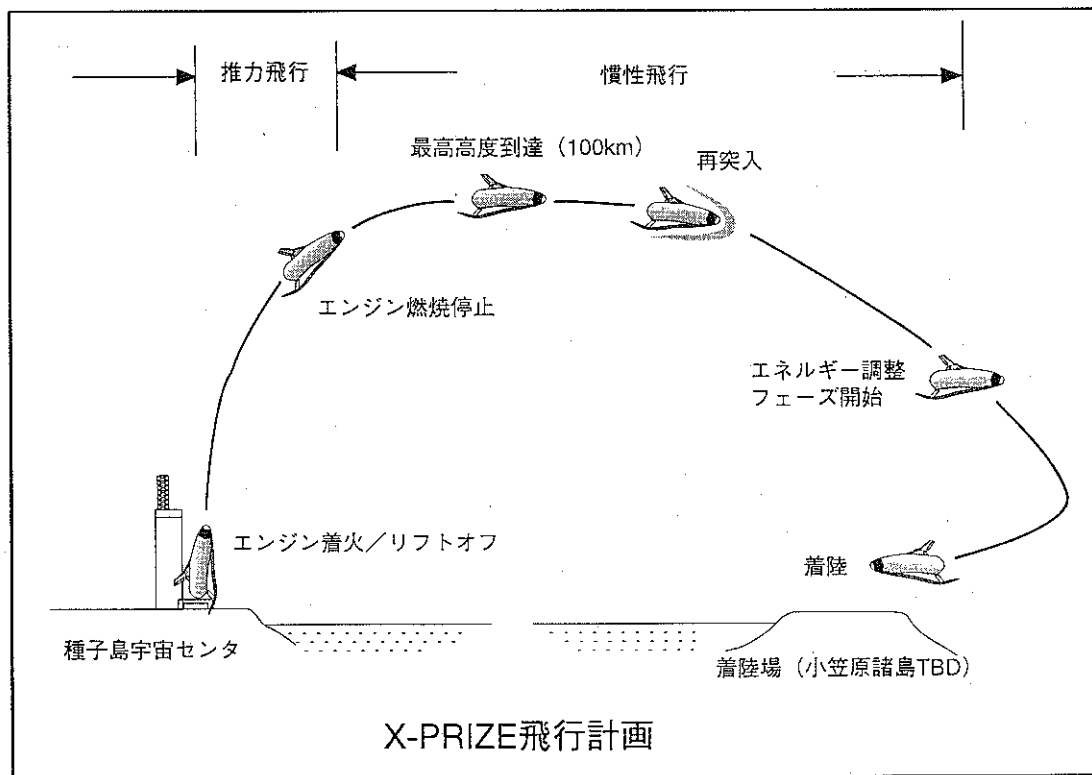


fig. 5-3

仮定：打ち上げ直後に加速終了。  
 その後、慣性飛行  
 弾道飛行距離＝約1200km。  
 (種子島～小笠原諸島)

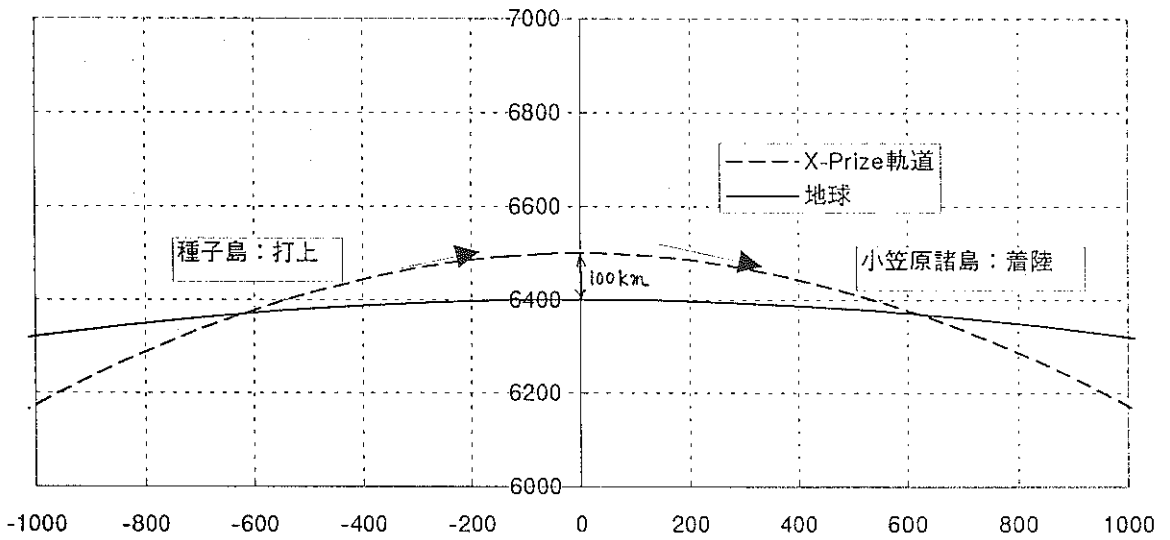


図 X-Prizeの概略飛行経路

fig. 5-4



## マーズ・パスファインダーのいささか乱暴な着陸

福田 徹

昨年（96年）には、3機の火星探査機が相次いで打ち上げられた。ロシアのマルス96は、残念ながら打上げに失敗、地球に墜落したが、NASAの2機はとりあえず順調だ。マルス98計画が残っているとは言えロシアに火星探査計画を継続する力が残っているかどうかは疑問だが、NASAは今後継続して火星探査機の打上げを行う計画をぶち上げており、にわかに兄弟星の探査が活況を帯びてきた観がある。2機のNASA探査機のうちマーズ・パスファインダーは、76年のバイキング1・2号以来20年ぶりの火星着陸機だ。しかし、着陸の手法はバイキングとは全く異なり、斬新で興味深いものだ。NASAのホームページなどで調べたデータをまとめてみた。

### 1. 着陸のシーケンス

マーズ・パスファインダーのランダーは、火星に到着するまではカプセル型のエントリ・ビークルに入っている。ランダーは3枚のペタルと呼ばれる太陽電池付きの三角板を畳んで4面体形状になっている。火星軌道には入らず、双曲軌道からそのまま火星大気に突入する。着陸の34分前（L-34min）、クルーズ・ステージが切り離される。エントリ時の速度は7600m/s（L-4min、高度125km）、2rpmのスピンのかかっている。約2分で速度は約400m/sまで落ちる。そこでパラシュートを開傘し（L-2min、高度6-11km）、カプセル前部のヒートシールドを切り離す（L-100sec、高度5-9km、95-130m/s）。ランダーはエントリ・ビークルから切り離されて（L-80sec、高度3-7km、65-95m/s）ケーブルでぶら下がるようになる。このかたちで地表をレーダー測距する（L-32sec、高度1.5km、60-75m/s）。さて、ここからが肝心だが、ランダーの回りにエアバッグを膨らませる（L-8sec、高度300m、52-64m/s）。降下の最終段階でエントリ・ビークルに装着されている逆噴射ロケット（固体ロケット）が点火され、落下が止められ、ランダーは切り離される（L-2sec、高度0-30m、0-25m/s）。ランダーが落とされるノミナルの高度は12m。エアバッグに包まれたランダーは地面を数回跳ねて（FAQによれば10回以内）、火星に到着する。一方、錘を失ったエントリ・ビークルとパラシュートは、ランダーの上に落ちてこないように逆噴射ロケットに残った推力で飛んでいく。なんとも乱暴な、というか大胆な着陸法である。（図1、2）

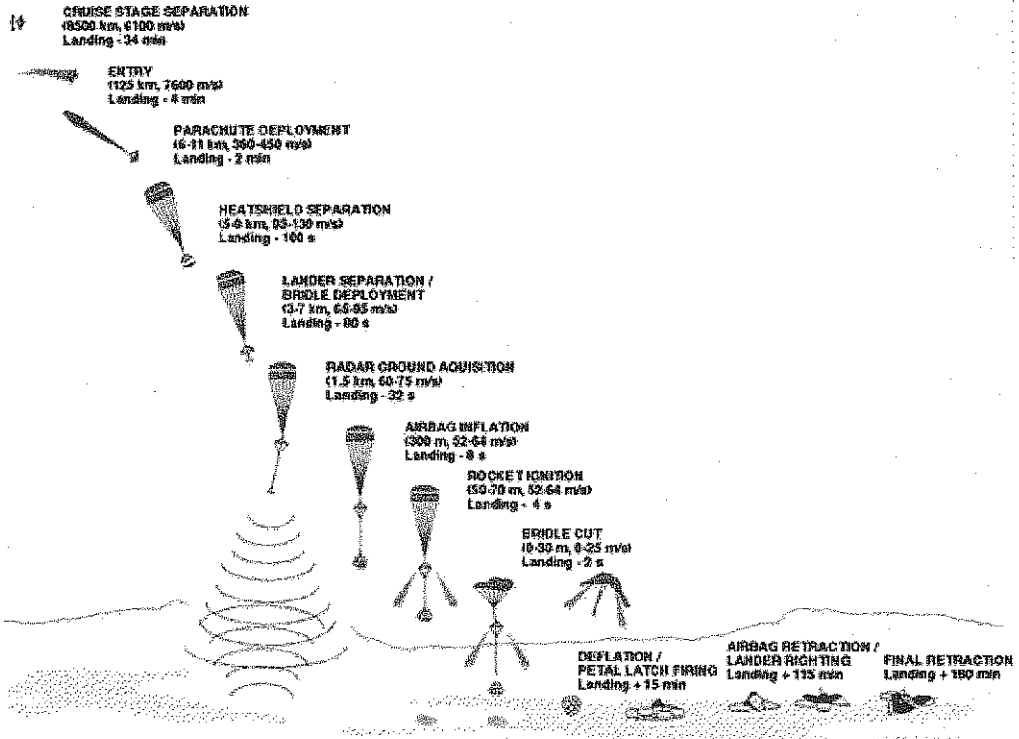


図1 マーズ・パスファインダーの着陸シーケンス

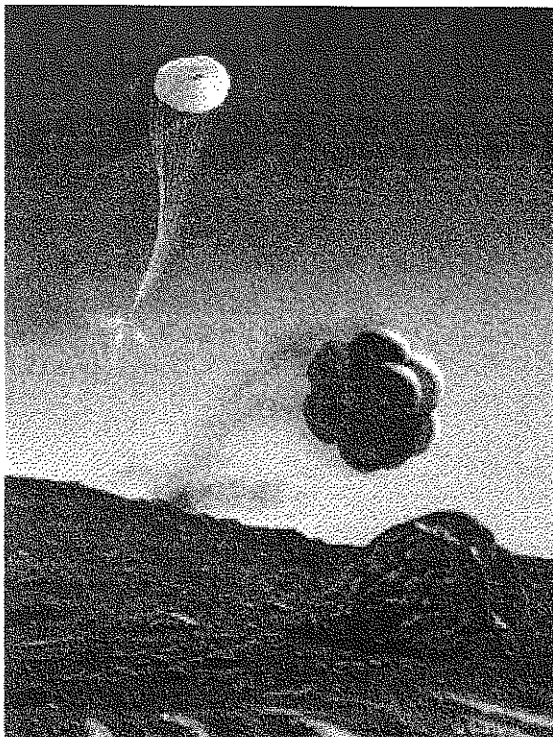


図2 火星面をバウンド(想像図)

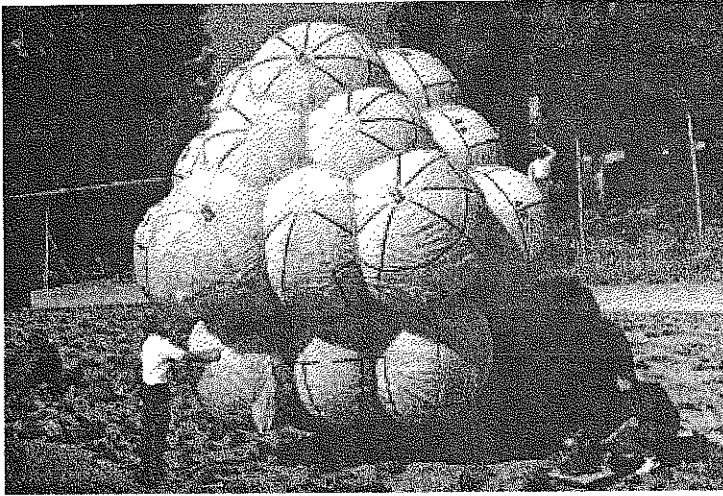


図3 エアバッグ



図4 展開が始まる



図5 展開終了間近

さて、エアバッグに包まれたランダーはどうなるか。ペタルのラッチをはずし、エアバッグを萎ませると、ペタルの展開に伴いランダーは正常な向きに立つことになる。たしかに4面体のうち3面を展開して行くので完全に直角に倒立していないかぎり起きあがるはずだ。展開機構についての詳しい資料は残念ながら見あたらなかったが、興味深いやり方だ。(図3~5)

なお、ランダーの重量は360kg(エントリ時570kg)。着陸予定日は、今年(97年)の7月4日(インデペンデンス・デイ)である。

## 2. 考察

マーズ・パスファインダーが、このような着陸法を取った背景はやはりコストダウンであろう。マーズ・パスファインダーはNASAのディスカバリ計画の2番機と位置づけられている(1番目は小惑星ランデブ・ミッションのNEAR)。ディスカバリ計画では最長3年の開発期間と1500万ドル(FY92ベース)のコスト上限が定められている。伝統的なアポロやバイキング流の垂直軟着陸機はこの範囲では実現できなかったのだろう。しかし、NASAは、「バウンド方式」の方が不整地に対する適合性が高く、より広い地域での火星探査が可能であるとも言っている(FAQ)。

マーズ・パスファインダーには、ソジャーナ(一時的な逗留者)と呼ばれる、地球から操作できる小型ローバー(図6)も搭載されている。機能と行動範囲はかなり制限されているとは言え、これも興味深いチャレンジである。バウンド方式はエイムズ研究所とロシアの科学者によって提案されたとのことだが(FAQ)、このような斬新なアイデアを発想し、実現するパワーは敬服に値する。翻って、我が国の宇宙開発の発想は枯渇していないか?

### (参考)

[http://mpfwww.jpl.nasa.gov/mpf/fact\\_sheet.html](http://mpfwww.jpl.nasa.gov/mpf/fact_sheet.html)

<http://mpfwww.jpl.nasa.gov/mpf/faqs.html>

<http://www2.jpl.nasa.gov/files/images/browse/>

<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/mesur.html>

本稿に転載した写真はすべて上記及び関連のホームページに掲載されているNASAの画像です。

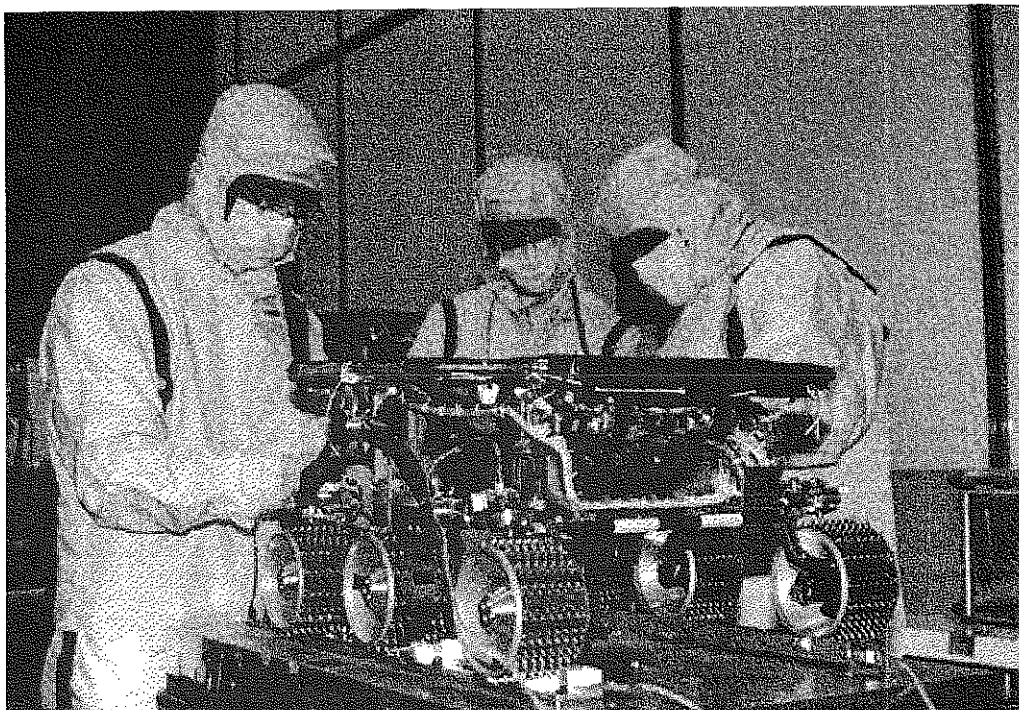


図6 小型ローバ、ソージャナ



図7 エントリ・ビークルとクルーズ・ステージ

## 96年度年会費納入のお願い

宇宙先端の印刷と郵送の経費は会員の皆さんからの会費によって賄われています。(袋詰めや編集はまったくのボランティアです。)

下記のいずれかの方法により、96年度年会費(3,000円)を納入されるよう、よろしく願いいたします。

1. 財務担当に直接払う  
財務担当：佐藤 直也 [宇宙開発事業団経理部予算課]
2. 郵便振替  
口座番号：00120-0-21144  
加入者名：宇宙先端活動研究会
3. 銀行振込  
富士銀行浜松町支店 普通3167046

## 投稿募集

宇宙先端は会員の原稿によって成り立っています。軽重、厚薄、長短、大小を問わず奮って投稿を！(下記を参考にして下さい。)

## 会誌編集方針

- 1 『宇宙先端』は宇宙先端活動研究会の会誌で年6回発行される。
- 2 論文の内容は、全て著者の責任とする。
- 3 投稿資格：原則として本会会員に限る。
- 4 原稿送付：投稿する会員は、B5版横書きまたはA4版横書きでそのまま版下となるような原稿およびコピー1部を、宇宙先端研究会編集局宛送付する。原稿は返却しない。
- 5 論文は未発表の原著論文に限る。ただし、他に発表したものの要約、解説等は歓迎する。掲載論文に対する質疑、意見、提案等、誌上討論は大いに歓迎する。
- 6 A4で20ページを超えるものは掲載しないことがある。宣伝、中傷、その他本会の趣旨から極端に外れる投稿は掲載できない。編集人は会誌の整合のため、著者に改稿を求めることがある。

原稿送付先：〒305 茨城県つくば市千現2-1-1筑波宇宙センター内  
宇宙環境利用研究センター 福田 徹

編集に関するお問い合わせは下記へ。

福田 徹 (編集局長) TEL 0298-52-2759 FAX 0298-50-2233

E-mail: MSJ00573@niftyserve.or.jp

岩田 勉 (編集人) TEL 0298-52-2250 FAX 0298-52-2247

\*\*\*編集後記\*\*\*

エアバッグでローバーが着陸できるものなら人間だって乗れる気もする。樽に入ってナイアガラ滝から落ちる芸があることだし。

(福)

---

## 宇宙先端

宇宙先端活動研究会誌

編集人

岩田 勉

編集局長

福田 徹

編集顧問

久保園 晃

土屋 清

山中 龍夫

有人宇宙システム(株)代表取締役社長

帝京大学理工学部教授

横浜国立大学工学部教授

監査役

伊藤 雄一

日本電気エンジニアリング(株)

宇宙先端 第13巻 第2号

平成 9年 3月15日発行

発行 宇宙先端活動研究会

東京都港区浜松町 世界貿易センタービル内郵便局私書箱 165号

頒価 1,000円

編集人 岩田 勉

無断複写、転載を禁ずる。



宇宙先端活動研究会誌

1997 VOL.13 - NO.

**IAA** 2