

JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

宇 / 宙 / 先 / 端

宇宙先端活動研究会誌

JAN.1997 VOL.13 NO.

IAJA

1



宇宙先端 1997年1月号 (第13巻第1号) 目次

特集 ロケット人間研究会

ロケット人間研究会 (第2回) 報告 . . . 2

ロケット人間研究会 (第3回) 報告 . . . 13

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。

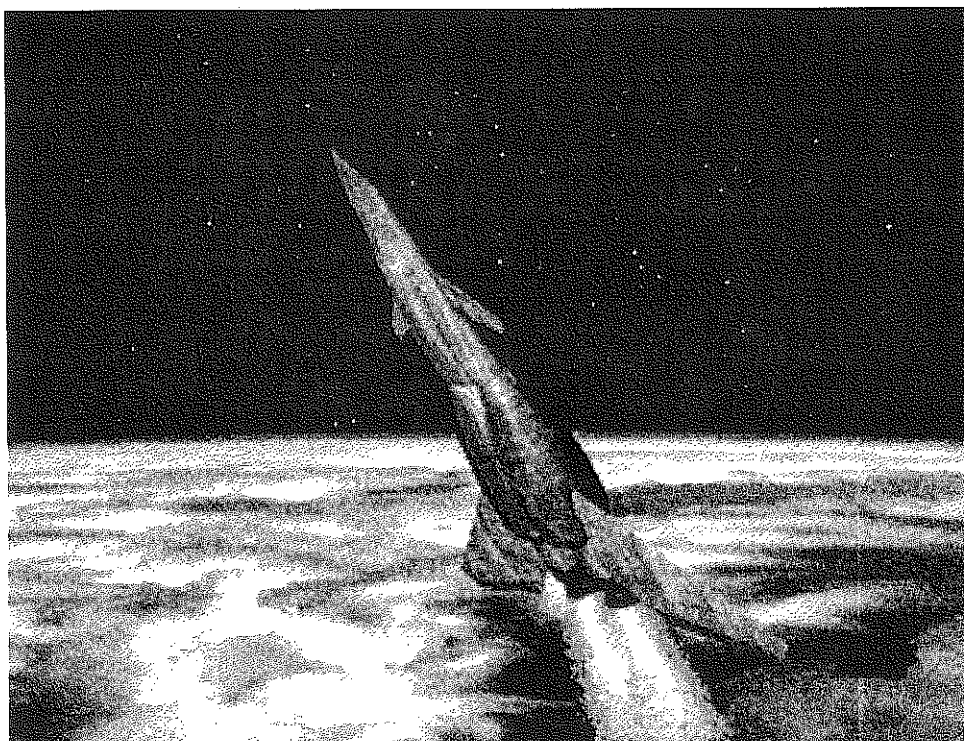
年会費： 3,000円 (1996年7月～1997年6月)
会誌 (年6冊) は無料で配布します。

(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

= 特集 =

ロケット人間研究会



ロケット人間研究会では、Xプライズへの挑戦を検討するとともに、それを媒介にして新たな有人宇宙機の概念を追求しています。今号と次号で特集として研究会の記録をお届けします。

なお、上のCG画像は大貫剛さんのホームページ (<http://www.netlaputa.or.jp/~ohnuki/>) より転載したものです。同ホームページでは X-prize用宇宙機による観光飛行の可能性のアンケートも行われていますのでお立ち寄り下さい。

ロケット人間研究会（第2回）報告

日時：1996年9月17日（火）18:00-20:00

場所：宇宙開発事業団芝分室

出席者（敬称略）：五代富文、柴藤羊二、岩田勉、福田徹、有田誠

議事：

最初に、青木宏氏から送付された資料（X-PRIZE 紆余曲折；fig. 1-1～11）が紹介された。

続いて、柴藤氏より、4種のコンセプト及びTR-IAを用いて高度100 kmまで打上げた場合の種々のケースにおける機軸加速度と加熱率について試算した結果を含む中野氏の資料（fig. 2-1～10）が紹介された。

機軸加速度は6～10 G、加熱率のピークは短時間で十分許容できるとの見解が示された。

その後自由討議に移った。主な発言は以下のとおり。

- バルーンは地上での取り扱いが大変。
- 飛行船でも、船体の強度は地上でかかる力で決まると言うし。
- 突風とか、係留を考えると頭が痛い。

- 人を寝かして乗せると確かに機体直径は大きくなる。
- 縦に乗れば直径は小さくなる。
- 10 Gかかると、縦に乗るのはかなりきついのでは。
Gスーツでぎゅうぎゅうに締め付けることにはなるだろうが。
- 60年代にワロップスで猿を乗せて打上げていたはず。
そのときは、縦に乗せていたのではないか？
- 人が乗る話だから、今後は、有人の連中にも参加を要請しよう。

- 高いところ、というと乗鞍かハワイか？

- アピール度としては水平離陸、水平着陸が一番。
- F-104とロケットブースタでイエーガーが100 kmを越えているはず。
- ジェット、例えばSR-71で垂直に上がる、という観点で考えて見ると、

簡単な検討では、80 kmぐらいまで行けるようだ。あと一押しをロケットでやる。

- ジェットエンジンを一番効率の良い高度で使うことになると思うが、いまのところ、ジェットエンジンの解析ツールが無い。
- 現状手に入るジェットエンジンは重いのが問題。
- ジェットの再始動など非常に難しいが、大変面白いテーマではある。
- 昔の「やまと」を思い出しますね。

- 今日は来られなかったが、HOPEの若手が面白がって色々検討している。
- 技術的にはだいぶ具体的な話も出てきそうなので、技術面以外の観点からの検討も重要になる。今後は外部の有識者にも入ってもらって研究会を開くことにしよう。
- 立花さん、松本さん、野田さんに声をかけることにする。

(福田 徹)

次 = 円 || 正 矩 形 糸 曲 折

1996年9月17日 (火)

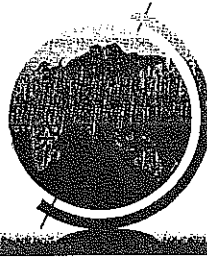


fig. 1-1

大きな誤解

- + 到達高度100kmと低い
- + 機体規模も数トンと小さい
- + 必要 Δv は、2000m/sもあれば十分？

ところがどっこい ! 人が乗る !
 機体が軽い割に、正面面積 : 大
 → 弾道係数 $W/(Cd*S)$: 小
 空力損失の割合 : 異常に大

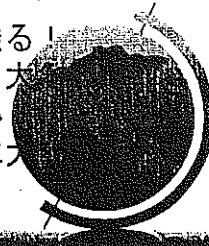
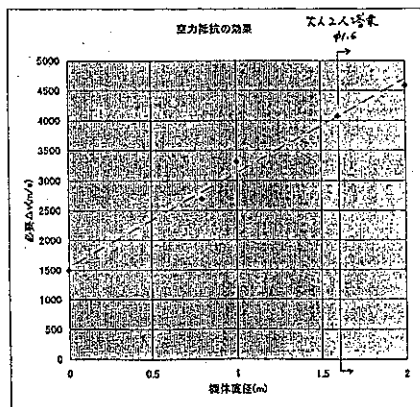


fig. 1-2



CAFC : $T_{21} = 300s$
 $v_{10-1} = 2000$
 到達高度 1000km

fig. 1-3

結局、必要 ΔV

- ✦ 3500m/sが必要
 - 機体径 1.5m以上
 - 前提：搭乗員 2名 (200kg)
 - 構造重量 1000kg

- ✦ 解：推進薬重量比 0.7以上
 - 真空中比推力 300秒以上
 - 推進薬重量 約 3トン
 - 全備重量 約4.2トン

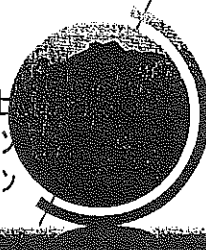


fig. 1-4

Sheet1

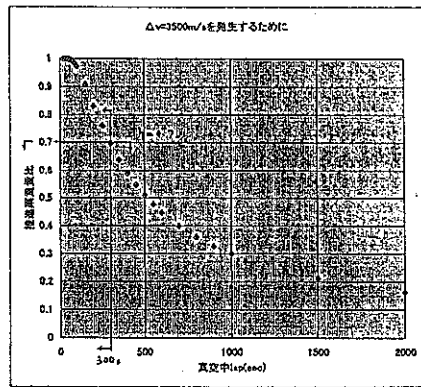


fig. 1-5

空力抵抗を回避する

- ✦ 高地打上の効果
 - 富士山山頂 約 4 km
 - エベレスト山頂 約 10 km

- ✦ 高空発射の効果
 - バルーン 約 20 km
 - 航空機 約 10 km
 - (水平分離については今後)

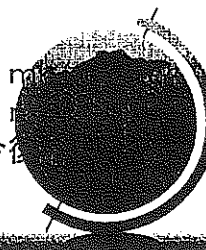


fig. 1-6

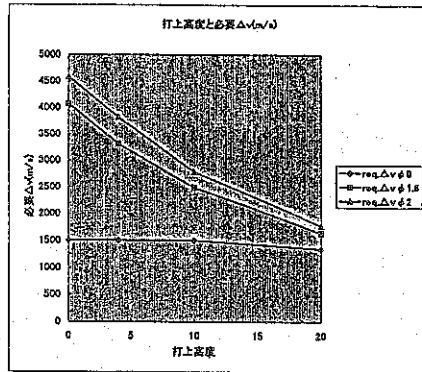


fig. 1-7

ここまで睨んで

- ✦ 高度 20 km からの高空発射
- ✦ 機体径 $\phi 1.8$ m \rightarrow 必要 $\Delta v \sim 2000$ m/s
- ✦ 真空中比推力 ~ 300 秒

結果、

- ✦ 推進薬重量比 ~ 0.5
- ✦ 全備重量 約 2.4 トン
- ✦ 全長 約 4 m

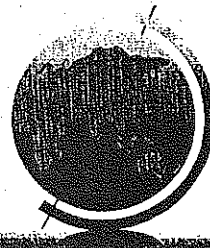


fig. 1-8

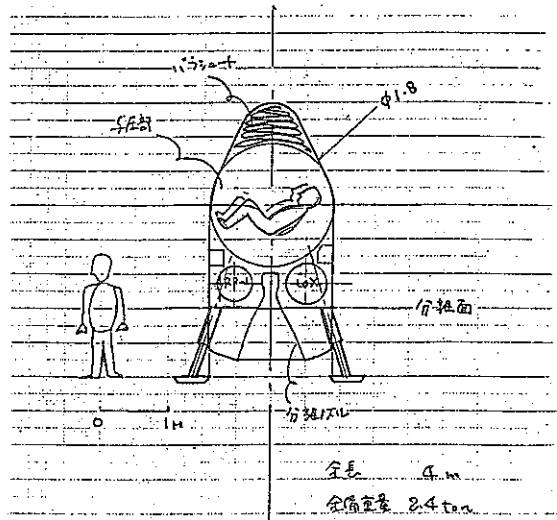


fig. 1-9

運用

- ✦ 「どでか」バルーンで上昇
- ✦ 高度20kmで、分離・着火
- ✦ 高度100km到達
- ✦ 推力による落下制動
- ✦ パラシュート開傘
- ✦ 推力による軟着陸

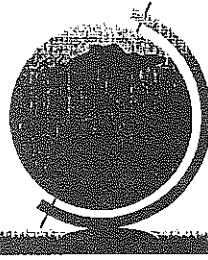


fig. 1-10

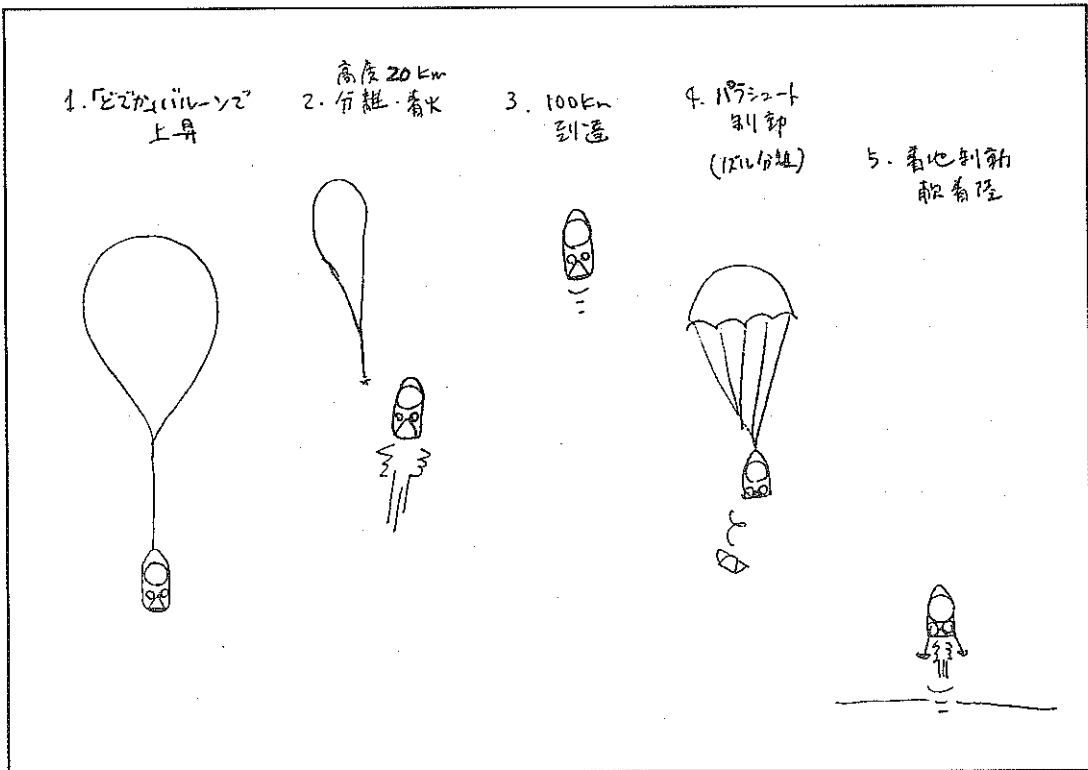


fig. 1-11

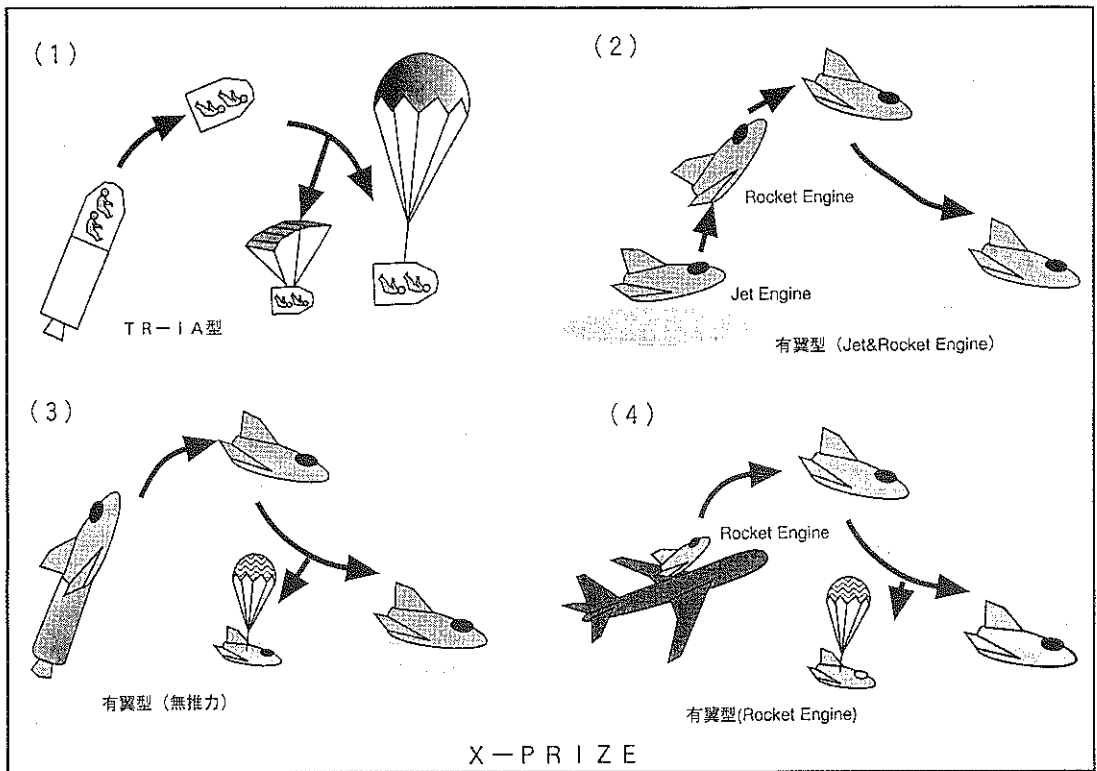


fig.2-1

Sheet1

簡易3次元飛行性能解析プログラム TAP-PCII による計算 (TR-IA)

ケース	発射角 (度)	ペイロード重量 (kg)	W/Cd・S (kg/m ²)	備考
ケース1	80	3,700	8,606	TR-IAの特性値を使用
ケース2	75	3,100	7,211	"
ケース3	70	2,300	5,350	"
ケース4	65	1,500	3,489	"
ケース5	60	700	1,628	"
ケース6	80	2,800	3,256	Cdの値を2倍にした
ケース7	80	700	407	Cdの値を4倍にした
ケース8	80	3,700	4,303	下降時のみCdの値を2倍にした
ケース9	80	3,700	2,152	下降時のみCdの値を4倍にした

ケース1に統一

ペイロード重量
 頂点高度が約100kmになるようなペイロード重量
 $W/Cd \cdot S$
 (ペイロード重量) / ((高マッハ数での抗力係数) \cdot (TR-IA頭部の断面積))

機軸加速度 → 図1 ケース1~5の比較
 図2 ケース1, ケース6~9の比較

加熱率 → 図3 ケース1の結果を示す。(Dema-Kemp-Riddell式)
 TR-IA 頭頂部曲率半径の場合 約500kW/m²にも達する。
 HOPEでの耐熱材使用限界は以下。大丈夫か?
 カーボンカーボン 600kW/m² (1650°C, E=0.98)
 高密度フェル 244kW/m² (1250°C, E=0.8)
 可溶性熱材 35kW/m² (777°C, E=0.5)

図4 TR-IAの結果に対し、DKR式を適用、約1200kW/m²。
 陸時間であれば、熱の心配はしなくてよいと思われる。

(なお、上記計算はフットスピン等の考慮しない)

fig.2-2

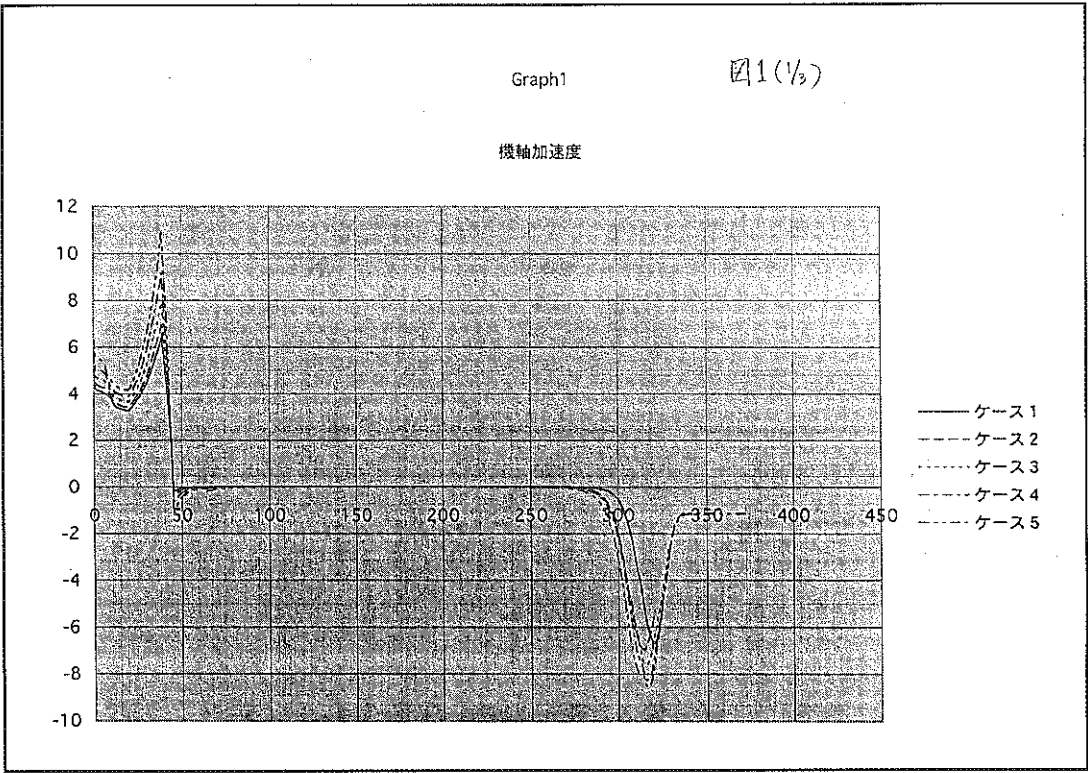


fig. 2-3

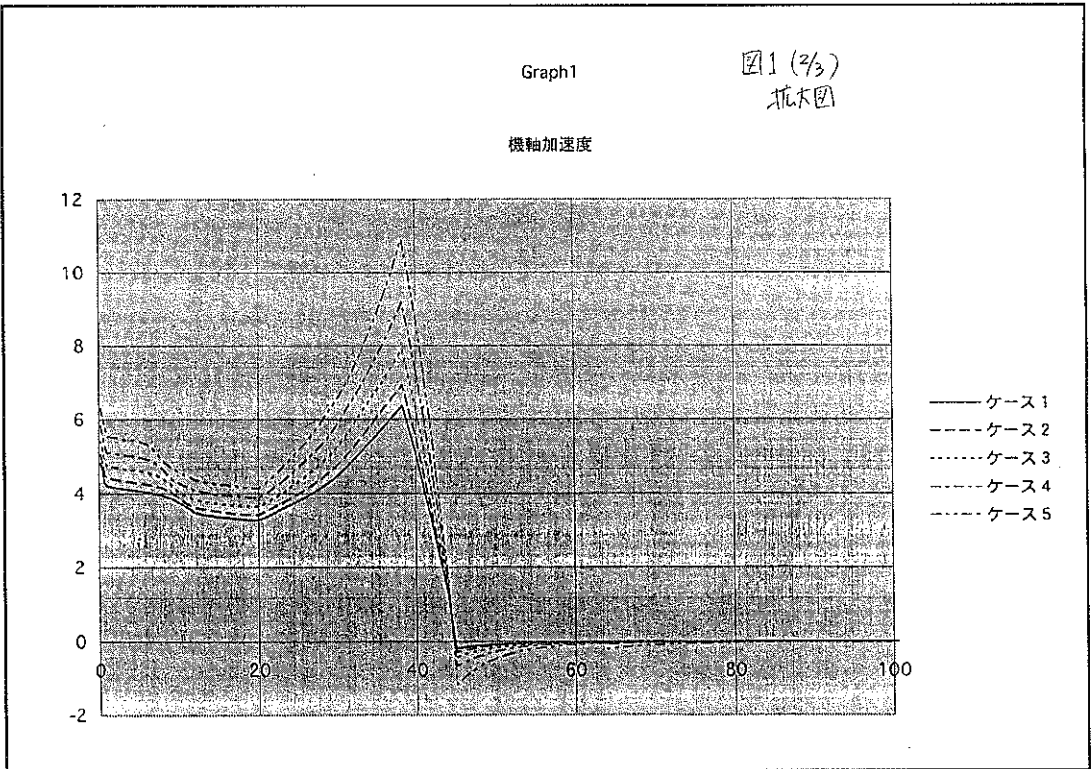


fig. 2-4

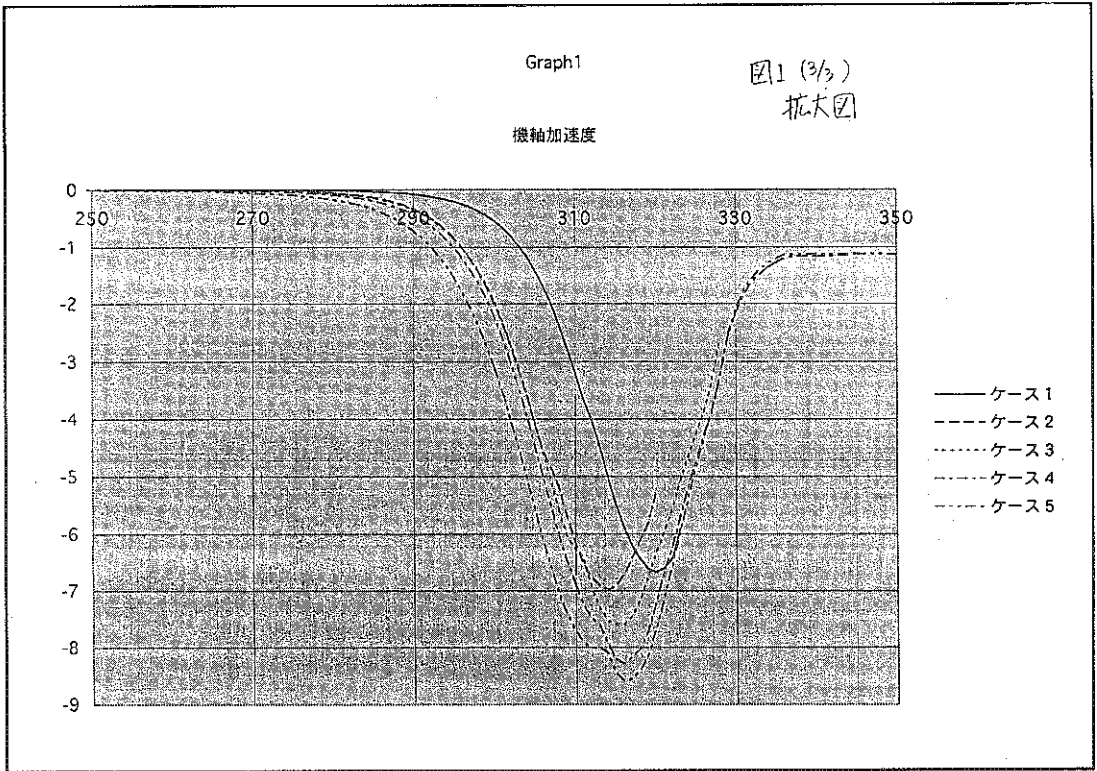


fig. 2-5

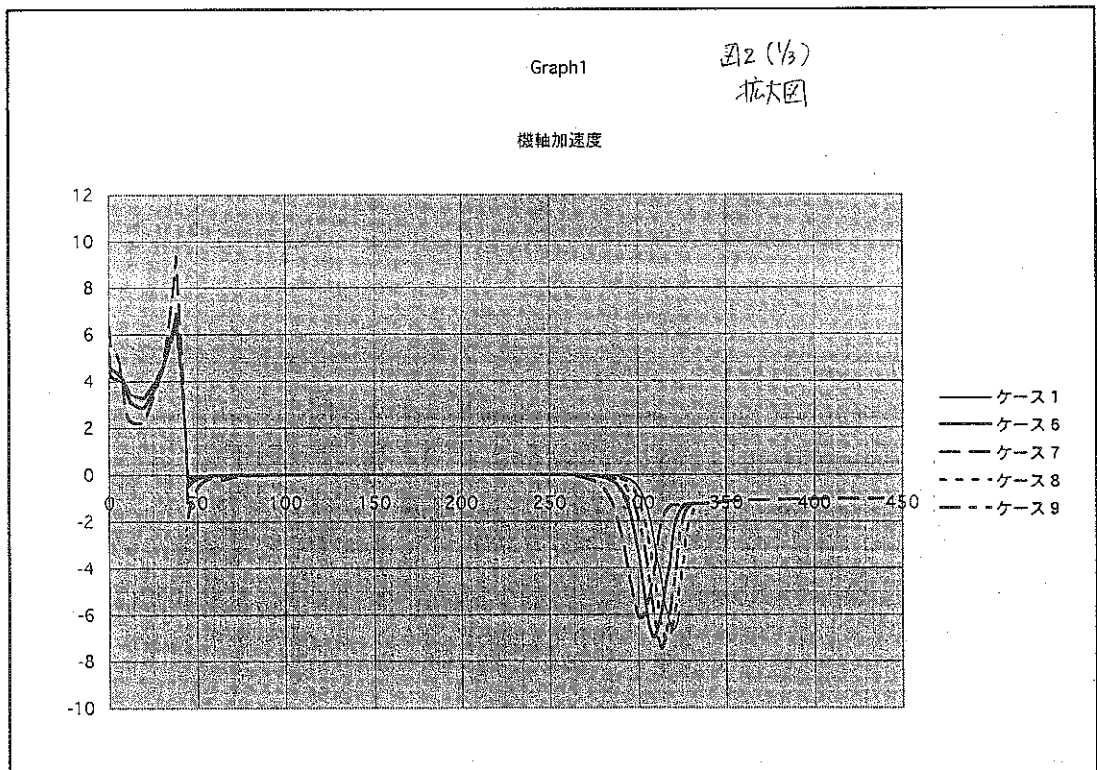


fig. 2-6

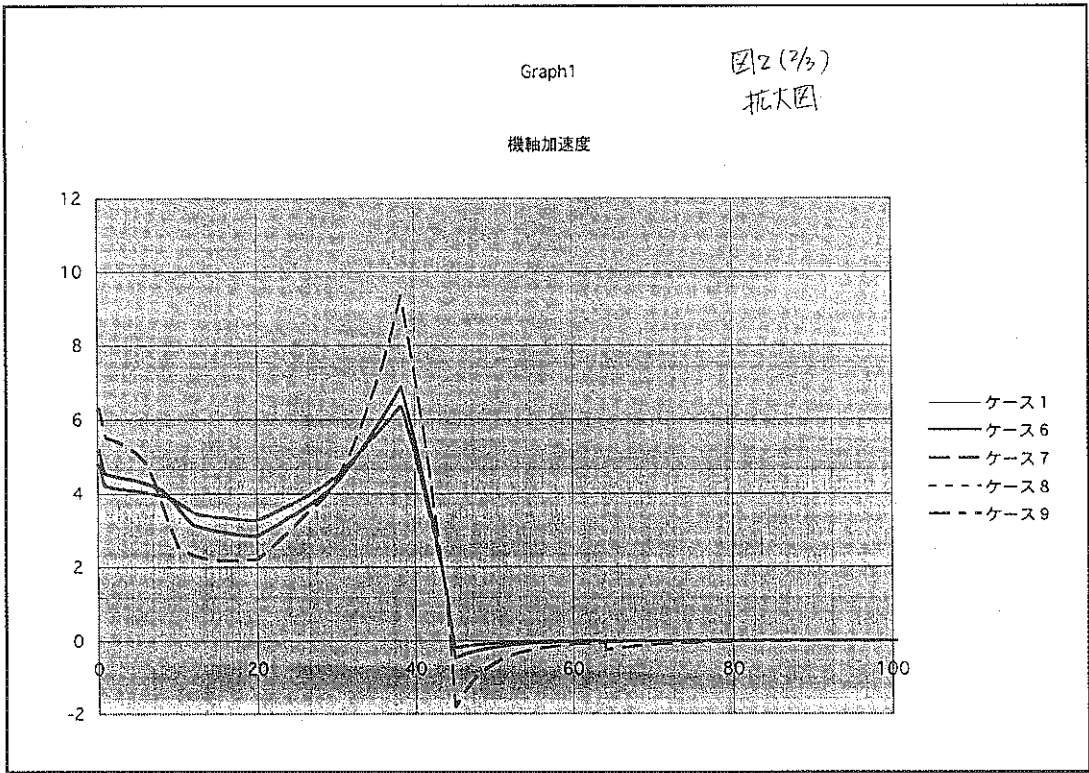


fig. 2-7

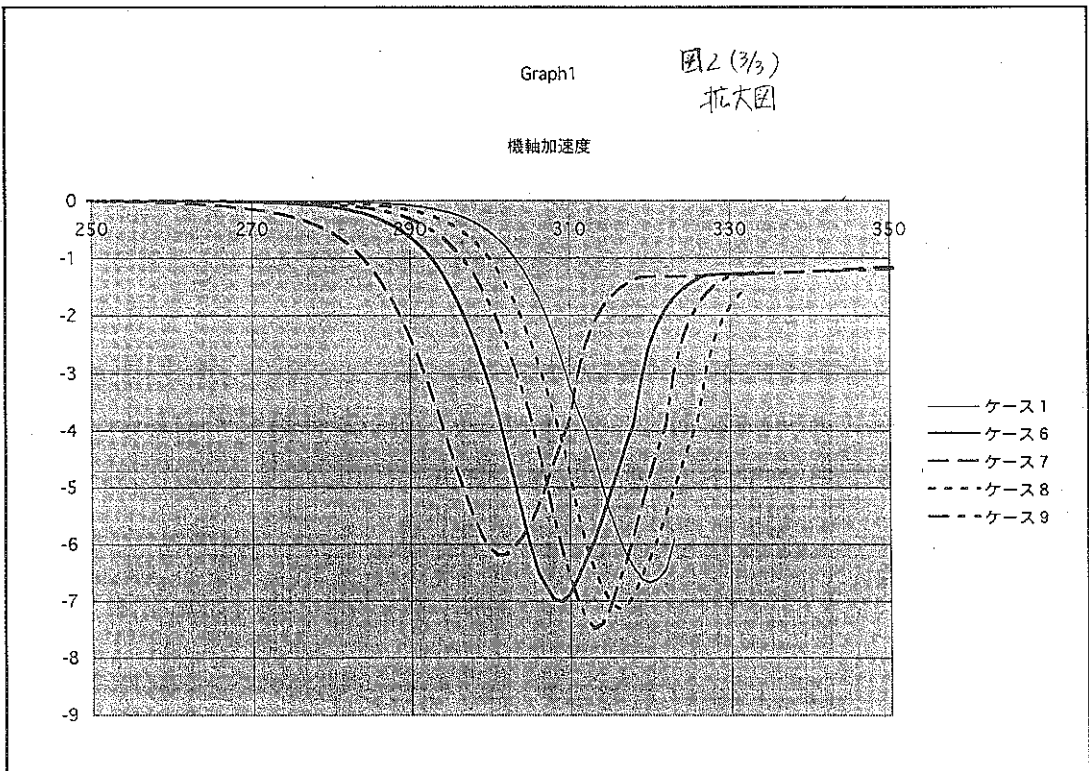


fig. 2-8

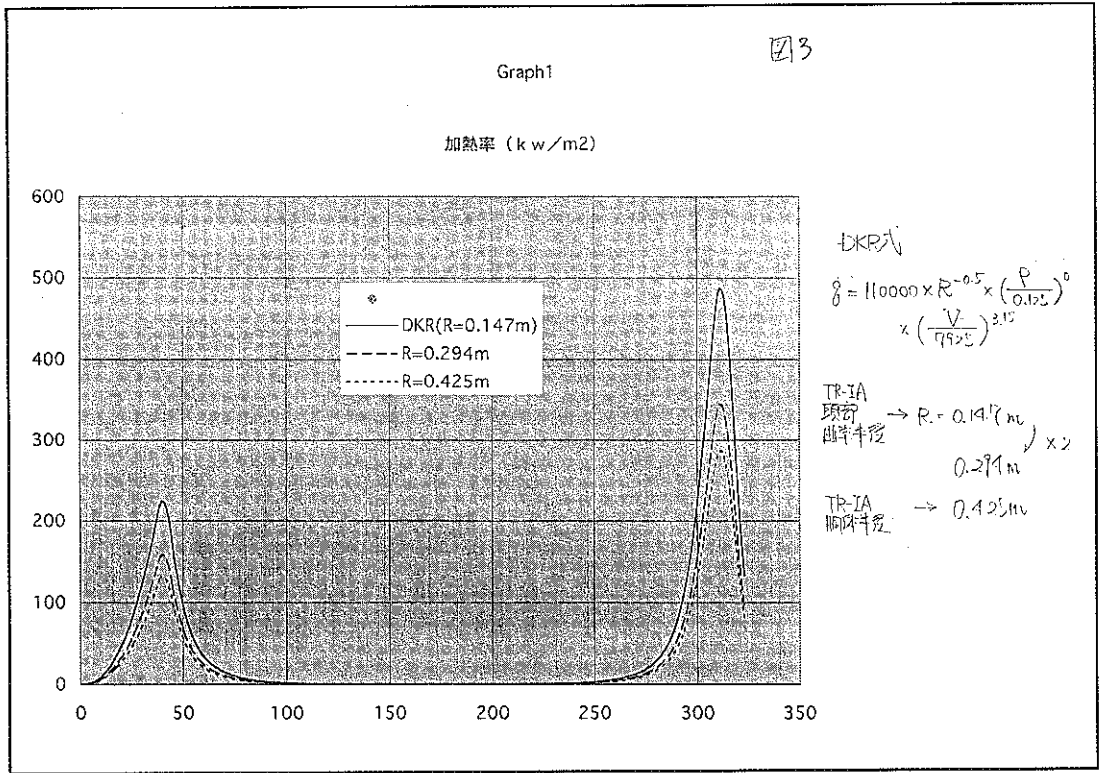


fig. 2-9

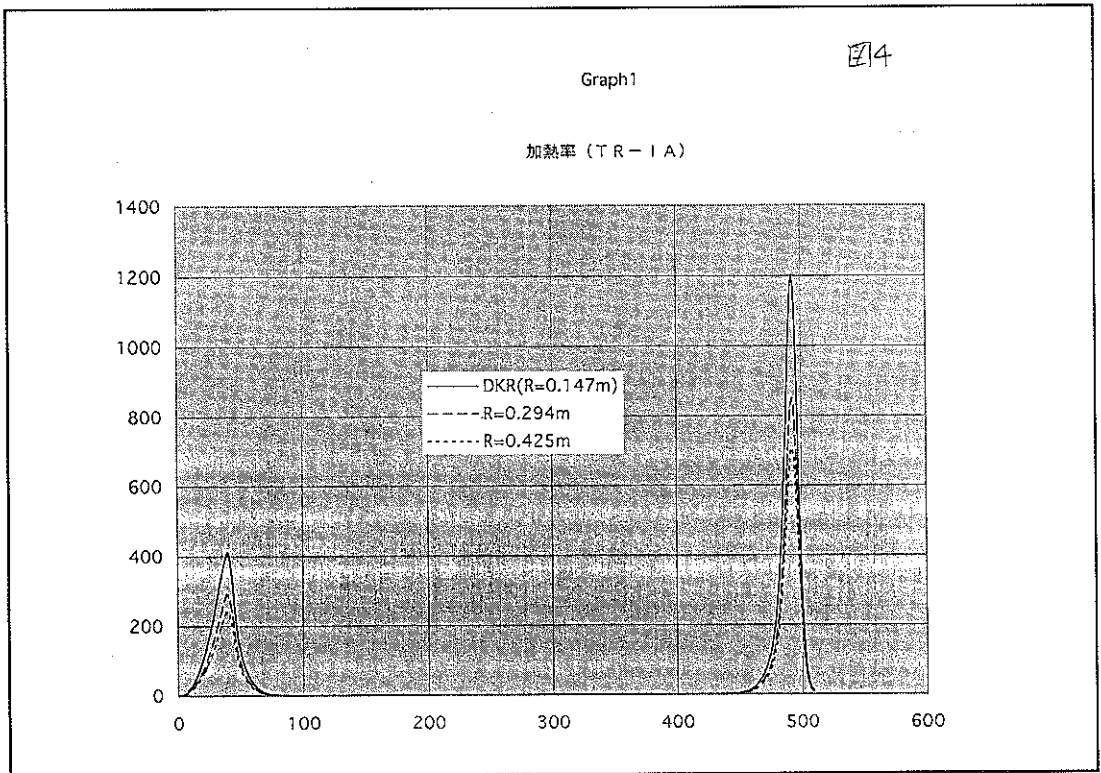


fig. 2-10

ロケット人間研究会（第3回）報告

日時：1996年10月24日（木）18：00－20：00

場所：宇宙開発事業団芝分室

出席者（敬称略）：五代富文、渡辺篤太郎、長島隆一、岩田勉、福田徹、
有田誠、佐藤直也、大貫剛

議事：

有田誠氏の資料（ジェットエンジン・ロケットエンジン併用型ビークルの初期検討；fig. 1-1～25）と青木宏氏から送付された資料（X-PRIZE 紆余曲折A改訂；fig. 2-1～9）が配付された。

主な発言は以下のとおり。

（青木氏資料について）

- これは、H-IIの有人化だ。
- 実際に人を載せるかどうかより、SRBの頭にペイロードを積んでマイクロG実験に使うことも考えられる。
- そちらは真面目に検討してみる価値がある。
- LRBになるとダウンレンジは長くなる方向なので拾うのは少し面倒になる。
- フライバックは考えられないか？
- 沖の鳥島に着陸させるとか。
- 浮体式の着陸場か？
- 国土保全の公共事業！
- 弾道なら宇開委の対象外になるはず。

（X-15について）

配付資料：(1) X-15 STORY、メカニックマガジン 1982年5月号、
KKフォトプレス(1982)

(2) The Missile, Spaceflight News march 1990 (No.51),
Key Publishing Ltd. (1990)

○前回の話の訂正も含め、あらためてX-15などの紹介をしたい

- ・チャックイエーガーはNF-104で30kmぐらいしか上がっていない。
- ・X-15は100kmを越えている。

- ・高度50マイルを越えると宇宙飛行士と言っているらしい。
- ・X-15の燃料は液化アンモニアとLOX。
ヒドラジンより取り扱いが楽だから採用したのか？
- ・ラムジェット（ポッド型）の実験をしようとしたが融け落ちた。
- ・外板はインコネル、後輪はソリ。

○X-15のエンジンはたいしたものではない。今ならもっと良いものが作れる。

○ソリというと、メッサーのコメントも着陸装置はソリだった。軽量化のためか？

○月面への着陸で、ソリを使ってレゴリスの抵抗で速度を落とす案がある。

○ ΔV かせぎ。

○岩があるとひっくり返ってしまいますね。

（有田氏資料について）

○最大動圧は結構小さい。（H-IIで 5 ton/m^2 ）

○ロケット案とJ&R案の打上げコストの差は？

A：燃料代くらい

○ローコストエンジンを使えばロケット案は安くなる。

○ロシアなら安いエンジンがあるのでは。

○ジェットには安心感がある。

○観光に使うとしていくらなら乗るか？

○ロシアでミグ体験ツアーがあるらしいので、それが参考になるのでは。

○数十万円ならかなりの人が乗るだろう。MAXで数百万円。

○X-15でエンジンを強力にすれば十分いける。

○X-15はスミソニアンから盗んでくる。（笑）

（マーケティング？）

○OMUのパラボリックフライトだって商売になると思うが。

○無重力体験飛行ならKCみたいに大きい方が面白い。

○アミューズメントとして考えればクリスマス島が有望だろう。

○日本はいろいろうるさいので。（笑）

（福田 徹）

第3回ロケット人間研究会資料

平成8年10月24日

ジェットエンジン・ロケットエンジン
併用型ビークルの初期検討

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

機体コンフィギュレーション案

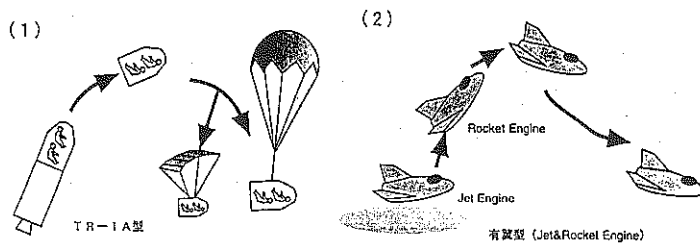


fig. 1-3

機体コンフィギュレーション案

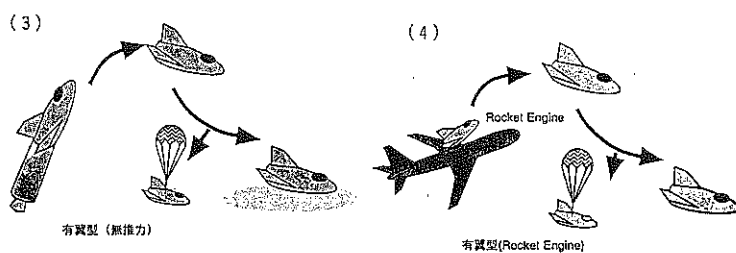


fig. 1-4

ジェット&ロケット併用案(J&R案)

- ジェットエンジンで可能な高度・速度(30000m、マッハ3程度)まで垂直に上昇
- その後、ロケットエンジンに点火し、さらに加速、上昇
- 大気圏再突入後は揚力体として滑空し、水平着陸
- 場合によってはジェットエンジンの空中始動によって、より安全な着陸も可能

fig. 1-5

J&R案概念図

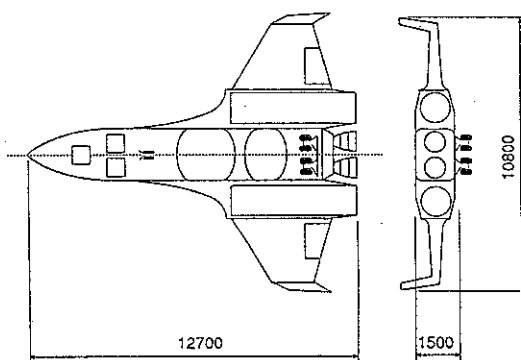


fig. 1-6

J&R案の検討用機体(ジェットエンジン)

- ジェットエンジンはF100(F15戦闘機等のエンジン2基装着を想定)
- 地上静止推力:約10.6ton(アフターバーナ付)
約6.5ton(アフターバーナ無し)
- 真空中推力換算:約15.7ton(AB付)
- 真空中換算比推力:2380秒
- 燃料:ケロシン(灯油)

fig. 1-7

J&R案の検討用機体(ロケットエンジン)

- 初期検討により、ロケットエンジンの推力が小さいと、重力ロスが大きく、ミッション達成が困難と判明
- 推力15~20ton級のエンジンが必要
- ジェットエンジンとの燃料の共通化を図るため、推進薬はケロシン/LOXを想定
- 真空中比推力:280秒

fig. 1-8

J&R案 飛行解析上の前提

- ロケットの飛行解析用プログラムを使用
- ジェットエンジンの性能は厳密には飛行状態によって変化するが、F100(アフターバーナ付低バイパス比エンジン)は、マッハ3程度までは速度の上昇とともに性能が上がるため、地上の性能から一定として解析すれば、実際にはより能力があることになる。
- 空気抵抗係数は便宜的に一般的な戦闘機のものにマージンをかけて推定した。

fig. 1-9

J&R案の飛行解析結果

- 0~70秒ジェットエンジン作動(推力を55秒で60%にダウン)
- 70~90秒ロケットエンジン作動
- ジェットエンジン作動範囲: 最高高度 27000m
最高速度 マッハ3.1
- 最高到達高度: 113.2km(リフトオフ後208秒)
- 最大加速度: 2.91G
- 最大動圧: 5.3 tonf/m²

fig. 1-10

J&R案の飛行解析結果 (高度-水平距離図)

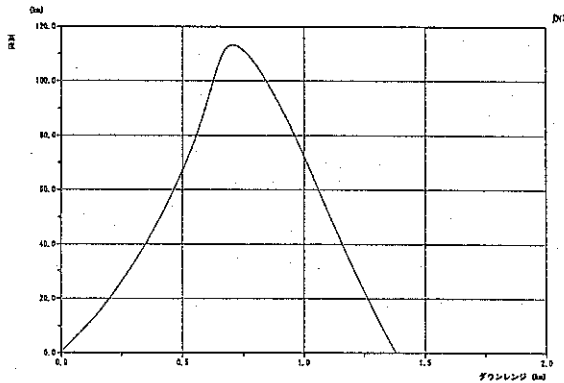


fig. 1-11

J&R案の飛行解析結果 (飛行状態量図1)

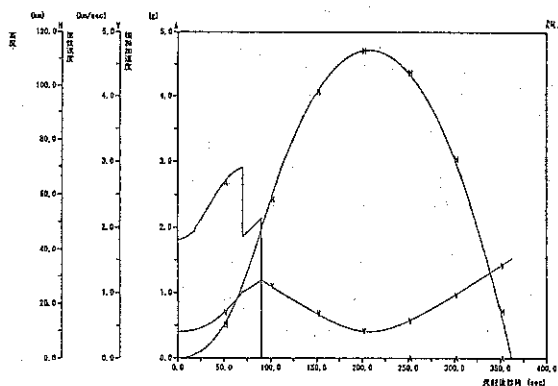


fig. 1-12

J&R案の飛行解析結果 (飛行状態量図2)

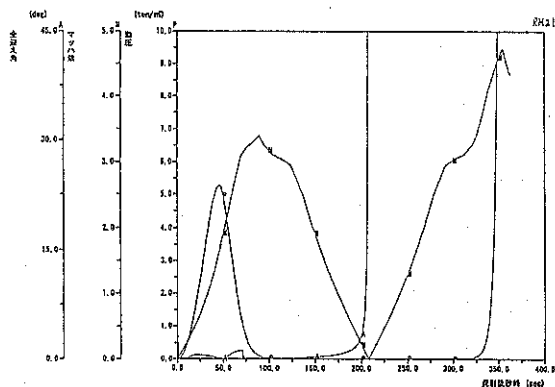


fig. 1-13

J&R案の飛行解析結果 (高度—水平距離図、抵抗係数10倍)

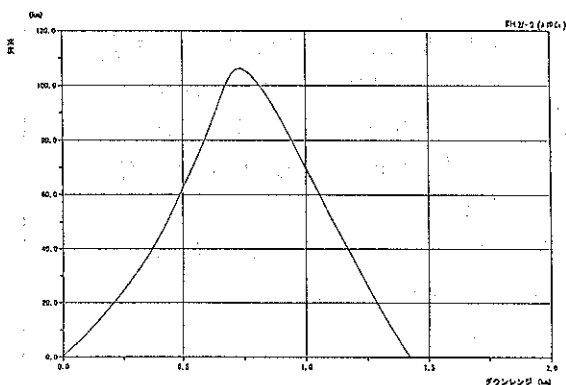


fig. 1-14

J&R案機体重量諸元

- 全備重量: 11.7 ton
- 構造重量: 9.4 ton
 - 内訳 パイロット: 2、ジェットエンジン: 1.5 × 2
 - ロケットエンジン: 0.4、構造体: 4
- 推進薬重量: 2.4 ton
 - 内訳 ジェットエンジン用ケロシン: 0.9 ton
 - ロケットエンジン用ケロシン: 0.4 ton
 - ロケットエンジン用LOX: 1.1 ton

fig. 1-15

J&R案のメリット

- ジェットエンジンの有人対応性、再使用性の実績はロケットの比ではないくらい大きく、信頼性が高い。
- 飛行試験の繰り返しが容易なため、技術達成度を確認しながら、徐々に目標を高める進め方が可能
- 比較的近くで離着陸を見物できる

fig. 1-16

J&R案の問題点

- ジェットエンジン単独では高度100kmへは到達できず、推力20ton級のロケットエンジンの併用が必要→機体の複雑化、コスト高
- ジェットエンジンの作動範囲の保証がどこまでできるのか詳細不明
- 超音速飛行に対応した空気取入口、可変ノズルの設計の困難が予想される

fig. 1-17

ロケット単独推進案(R単独案)

- J&R案からジェットエンジンを削除し、最初から20tonのロケットエンジンにより離陸、上昇する
- ロケットエンジンはJ&R案と同様のケロシン/LOX系とする
- 比推力は地上対応のため273秒と設定

fig. 1-18

R単独案の飛行解析結果

- 0~80秒ロケットエンジン作動
- 最高到達高度: 104.5km(リフトオフ後201秒)
- 最大加速度: 3.98G
- 最大動圧: 5.1 tonf/m²

fig. 1-19

R単独案の飛行解析結果 (高度-水平距離図)

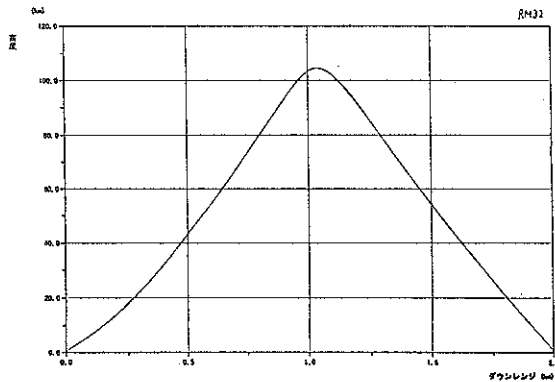


fig. 1-20

R単独案の飛行解析結果 (飛行状態量図1)

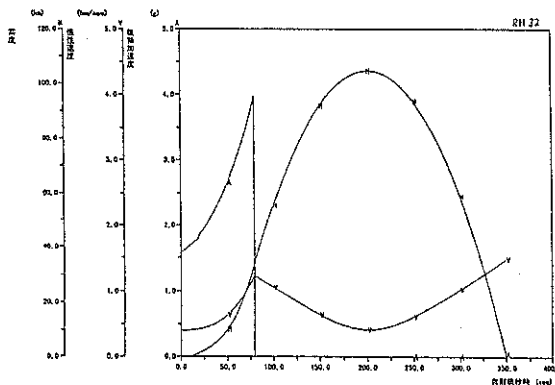


fig. 1-21

R単独案の飛行解析結果
(飛行状態量図2)

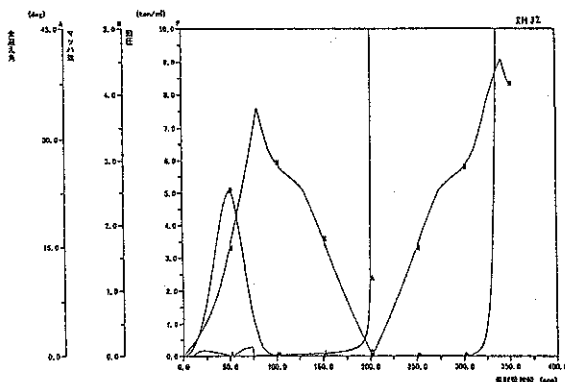


fig. 1-22

R単独案の飛行解析結果
(高度—水平距離図、抵抗係数10倍)

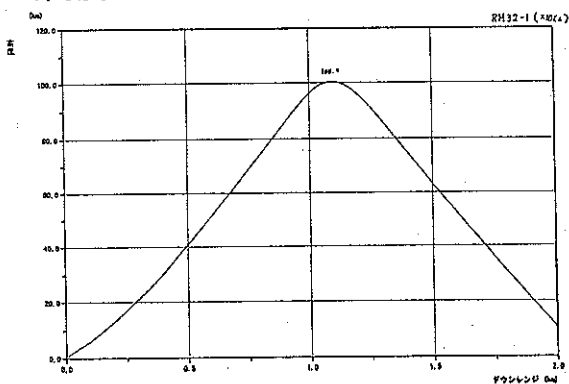


fig. 1-23

R単独案機体重量諸元

- 全備重量: 10.9 ton
- 構造重量: 5.0 ton
 - 内訳 パイロット: 2、ロケットエンジン: 0.4
 - 構造体: 2.6
- 推進薬重量: 5.9 ton
 - 内訳 ロケットエンジン用ケロシン: 1.6 ton
 - ロケットエンジン用LOX: 4.3 ton

fig. 1-24

まとめ

- X-PRIZEのミッション要求に対しては、ジェット&ロケットエンジン併用案及びロケットエンジン単独案ともに成立する見込みがあることが判った。
- 開発コストはロケット単独案がかなり有利と考えられるが、打上げコストについては併用案が有利と考えられる。
- 今後、さらに両案について特にコスト面の検討を進める。

fig. 1-25

X-PRIZE II 彗星余曲断

1996年10月24日 (木) A改訂

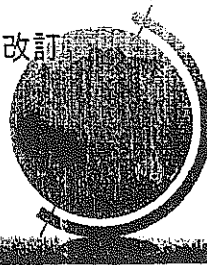


fig. 2-1

代替案

- ✦ 「どでか」バルーンがだめとなると、
- ✦ だが、どうしても初期高度を稼ぎたい

苦しんだ結果、

- ✦ 「3トン級H-IIA」のブースターフェアリング内に密航
(SRBの上でもよいが気味が悪い)

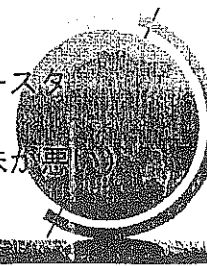


fig. 2-2

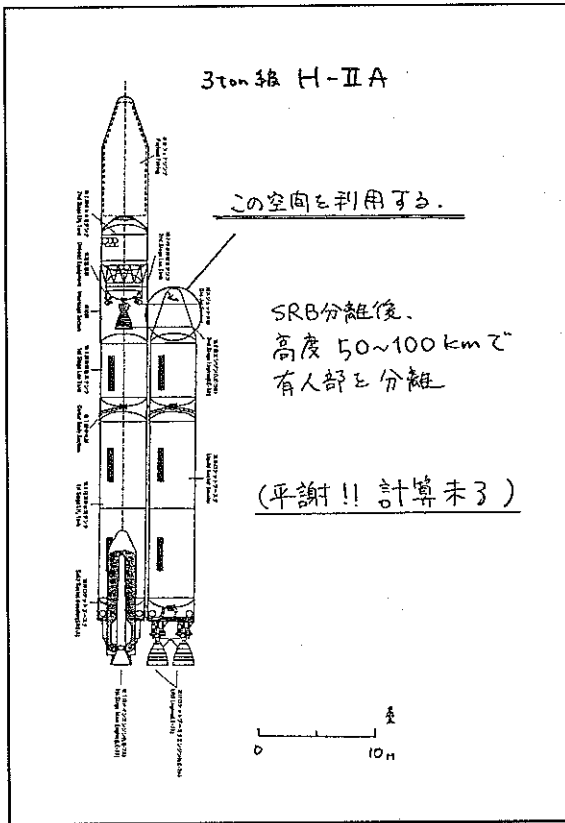


fig. 2-3

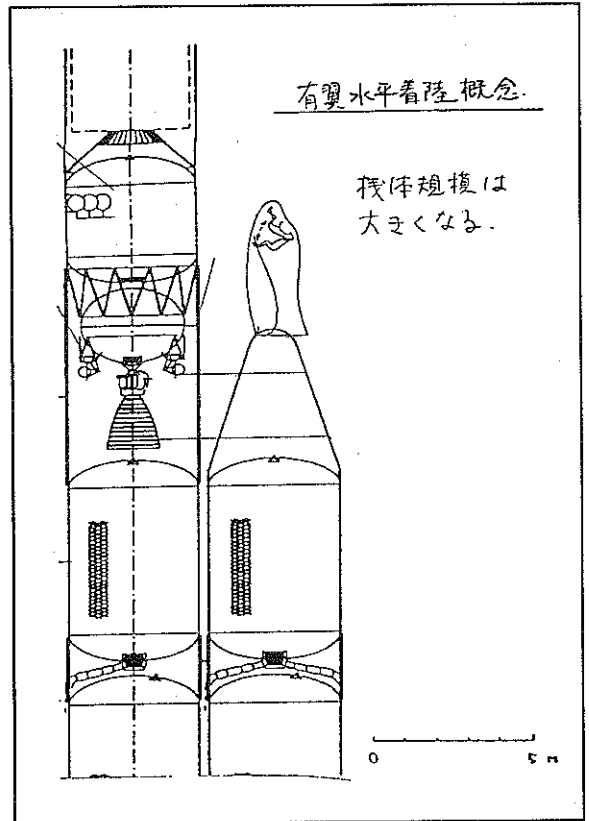


fig. 2-5

有翼水平着陸の場合

✦ 一案ではある

…が、非常時に対応できるか？

- ・ 無動力の場合母機から離脱できない
- ・ 離脱できても、高度/速度/姿勢の各条件が整わないと滑空できない。
- …いわゆる「魔の120秒」←(未定)
- ・ 着陸する滑走路がない。(母機の着陸距離)

✦ 以上から、断念！



fig. 2-4

垂直着陸の場合

- ✦ 非常時の対応も可能
 - ・ 搭載エンジンで母機から離脱可能
 - ・ 搭載エンジンにより、軌道制御可能
 - ・ 「陸上軟着陸」あるいは「パラシュート着水」（再使用断念）
- ✦ 問題点：2週間のターンアラウンド、**当面困難**



fig. 2-6

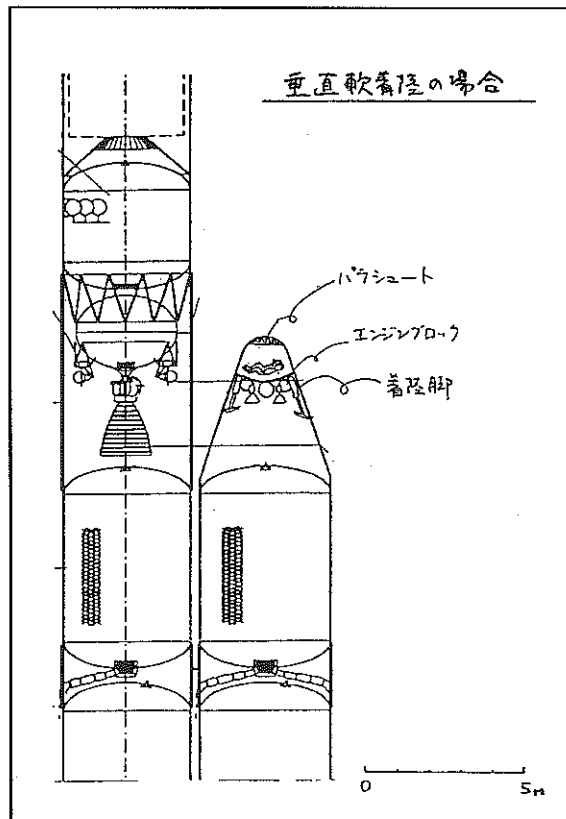


fig. 2-7

正常着陸

- ◆ 小笠原あるいは洋上浮体（含む艦船）に動力軟着陸する。

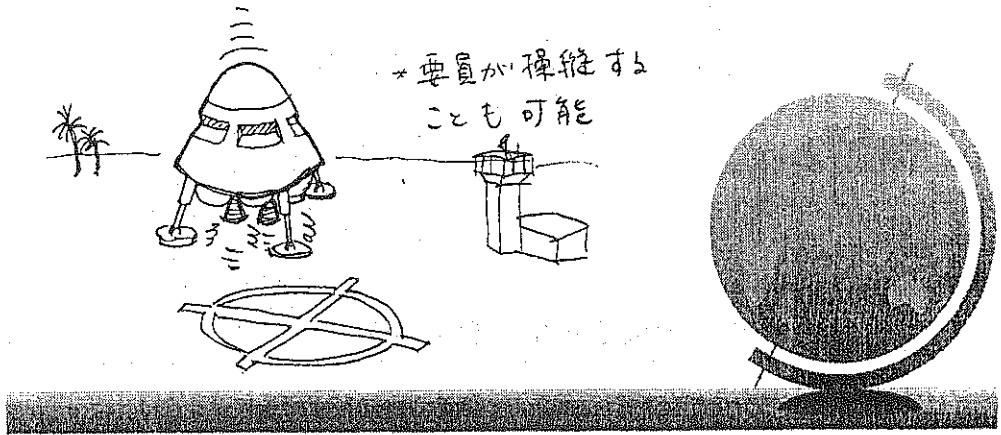


fig. 2-8

非常時着水

- ◆ 着水前にエンジン投棄（再使用断念）

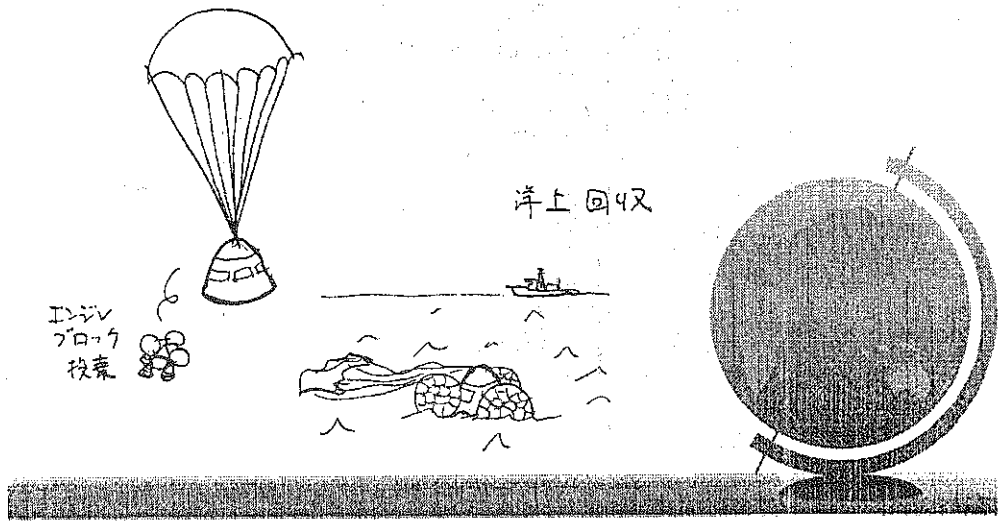


fig. 2-9

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、よろしくお願いいたします。

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

筑波に転勤したおかげでヘールボップ彗星が明け方の空に見える。
起きるのは大変ですが。

(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1号

平成 9年 1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 1