

iasa

JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

宇宙先端

宇宙先端活動研究会誌

MAY. 1989
VOL. 5—NO. **3**

IN THIS ISSUE,

- SCIENCE THROUGH TOYSA. EGUCHI 39
HUMAN ENGINEERING SERIES (7)T. YAMAGUCHI 53

宇宙先端

宇宙先端活動研究会誌

編集局

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

編集人

岩田 勉 TEL 0298-52-2250

編集局長

長谷川 秀夫 TEL 03-769-8230

編集顧問

久保園 晃	宇宙開発事業団理事
土屋 清	千葉大学映像隔測センター長
中山 勝矢	工業技術院中国工業技術試験所長
長友 信人	宇宙科学研究所教授
山中 龍夫	航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ総合研究官

監査役

伊藤 雄一 日本電気株式会社宇宙開発事業部技師長

宇宙先端活動研究会

代表世話人

園山 重道

世話人

石澤 禎弘	伊藤 雄一	湯沢 克宜	岩田 勉	上原 利数
宇田 宏	大仲 末雄	川島 鋭司	菊池 博	五代 富文
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	馬島 亜矢子	松原 彰二	森 雅裕
森本 盛				

目 次

1. おもちゃを科学すると 3 9

2. 人間工学シリーズ (7) 5 3

江口 昭裕

1. 序論

夏の風物である花火。いろいろな花火がある中で、ロケット花火は結構人気がある。ロケットエンジンの関係者として、個体ロケットとしての性能はどんなものだろうか。このロケット花火の比推力は、いったいどのくらいなのだろうか。ふっと、興味が涌いた。天秤とストップウォッチという手近な道具で調べてみた。

2. ロケット花火の構造

実験に使用したロケット花火は、昭和59年8月頃、鹿児島県の天文館の卸屋で200本ほどまとめて購入し、全部を使いきれずに、今まで残っていたものである。ロケット花火の商品名は「月旅行」で、店頭で必ず見つけることができる。（6本入りで100円くらい）

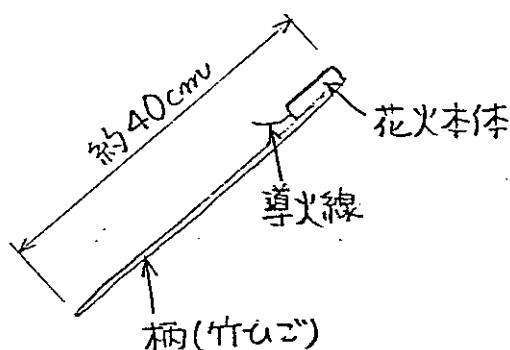


図-1 「月旅行」概観図

月旅行の遊び方

- 1 火をふきたしながらい高くとびあがり終りにパンと音を出します。
- 2 手にもたす図のように筒の下に出ているどうかせんの先に火をつけてみましょう。
- 3 火をつけたらすぐ5メートル以上はなれること。
- 4 人ごみのなかはさけもえやすいものがないと、ここで風のないときと大人と一緒にあそびましょう。

※ 重-2g以下 輸入元 I. C. C. F.
1978・5 中国湖南製造

SP P1103

個体ロケットとしての性能を考察するに当たって、まず、やらなければならないのは、モータの構造を調査することである。2本の「月旅行」を

分解して、花火本体が図-2のようになっていることがわかった。

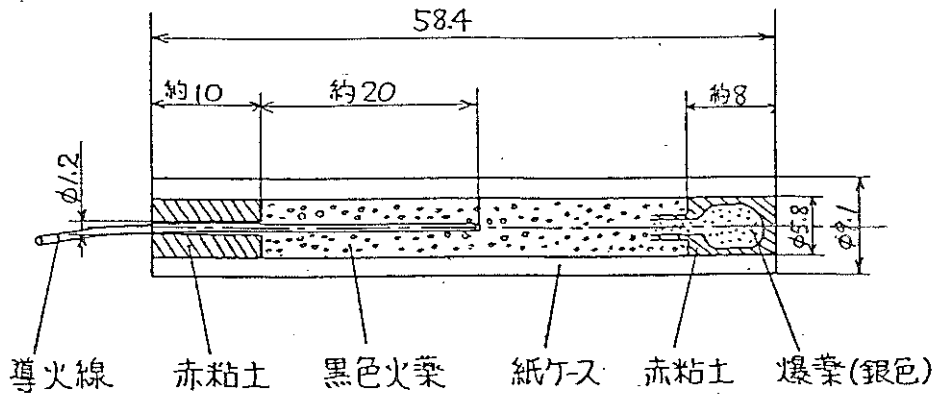


図-2 「月旅行」本体ロケットの構造

また、「月旅行」の推進薬質量比(MF)を求めるため、図-1の外観図に示す花火全体の重量(W_0)と、推進薬である花火本体内の黒色火薬の重量(W_P)を測定した。結果を表-1に示す。

表-1 重量測定結果 S63.9.28 at 新松戸

モ-タ番号 \ 項目	W_0 (grain)	W_P (grain)	W_P/W_0
S/N M-01	77	11.7	0.15194
S/N M-02	72	11.7	0.16250
S/N M-03	85	13.6	0.14945
S/N M-04	91	12.3	0.16400
S/N M-05	75	13.6	0.18133
01~05の平均	80	12.56	0.16184
σ_{n-1}	7.81	0.9628	0.01261

注記: 1 grain=0.0648g
測定器(精密天秤) RCBS, Model505 精度 1/10 grain

従って、5本のサンプルの平均 \bar{W}_0 は 5.184 g、 \bar{W}_P は 0.815 gであり、 $\bar{M}F$ は 0.16184 と求まった。(単位は、grainをgramに変換)

$$\begin{aligned} \overline{W}_O &= 5.184 \text{ g} & \sigma_{n-1} &= 0.506 \text{ g} \quad (9.8\%) \\ \overline{W}_P &= 0.815 \text{ g} & \sigma_{n-1} &= 0.0624 \text{ g} \quad (7.7\%) \\ \overline{M}F &= 0.16184 & \sigma_{n-1} &= 0.01261 \quad (7.8\%) \end{aligned}$$

3. 事前の性能予測

ロケットの性能は、比推力 (I_{SP}) と推進薬質量比 (M_F) で評価できる。 M_F は、重量測定で求まっている。 I_{SP} については、これから行う実験の目安として、大体のオーダを試算しておく。

ロケットエンジンの I_{SP} は次式で計算できる。

$$I_{SP} = \frac{v}{g} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R}{m} T_0 \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_0} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

g : 重力加速度 = $9.8 \text{ [m/s}^2\text{]}$

R : 気体定数 = $8.31441 \text{ [J/mol} \cdot \text{k]}$

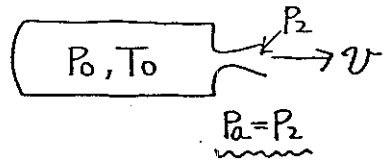
k : 燃焼ガスの比熱比 (C_P/C_V)

m : 燃焼ガスの平均モル分子量 (g/mol)

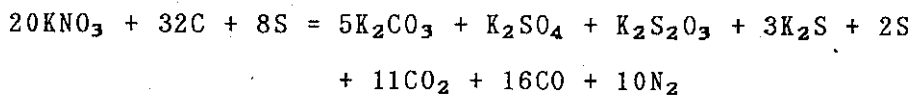
T_0 : 燃焼室内ガス温度 (k)

P_0 : 燃焼室圧力 ($\text{Kgf/cm}^2\text{a}$)

P_2 : ノズル出口部圧力 ($\text{Kgf/cm}^2\text{a}$)



黒色火薬の燃焼ガス特性値である k, m については、つぎの化学反応式より推定する。(反応式の出典は、ENCYCLOPEDIA OF EXPLOSIVES AND RELATED ITEMS である。)



右辺の燃焼ガス成分すべての平均モル分子量を計算すると、約 54 g/mol となる。又、比熱比はガス状態の $\text{CO}_2, \text{CO}, \text{N}_2$ が支配するので、約 1.3 が妥当なところである。よって、 $k=1.3, m=54 \text{ g/mol}$ とおく。

T_0 については、 1000 K あるかないかだろう。 P_2 は大気圧と仮定す

る。また、 P_0 が大気圧の2倍より大きくないと、ガス流速は音速とならないし、ケースも紙製であるから、 P_0 は大気圧の約3倍程度というところだろう。これらの数値を I_{SP} の式に代入して計算する。

$$I_{SP} = \frac{1}{9.8} \frac{2 \times 1.3}{1.3-1} \frac{8.31441 \times 1000}{54} \times 1000 \times \left[1 - \left(\frac{1}{3} \right)^{(1.3-1)/1.3} \right]$$

$$= \frac{546.65 \text{ m/s}}{9.8 \text{ m/s}^2}$$

$$= 55.8 \text{ s}$$

従って、「月旅行」個体ロケットの I_{SP} は、約56秒(たぶんMax値)程度と考えられる。

又、本ロケットは、図-2より、端面燃焼タイプと考えられるため、推力は、ほぼ一定としてよい。推力： $F = A_f P_0 C_F$ (A_f :スロート面積、 C_F :推力係数)より、 F のオーダを推定する。 P_0 大気圧の3倍、ノズル開口比は1であるから C_F は約1.2である。

$$F = (0.12/2)^2 \pi \times 3 \times 1.0332 \times 1.2 \times 1000 = 42.1 \text{ gf}$$

2項の火薬量測定結果より $W_P = 0.81 \text{ g}$ であるから、総推力(I_t)は

$$I_t = I_{SP} \times W_P = 55.8 \text{ s} \times 0.81 \text{ g} = 45.8 \text{ gf} \cdot \text{s}$$

よって燃焼時間 t_b は

$$t_b = I_t / F = 45.8 / 42.1 = 1.09 \text{ s}$$

以上をまとめると、「月旅行」の燃焼性能の予測オーダは次の通りである。

I_{SP} : 約56秒(Max値)

F : 約42gf

t_b : 約1秒

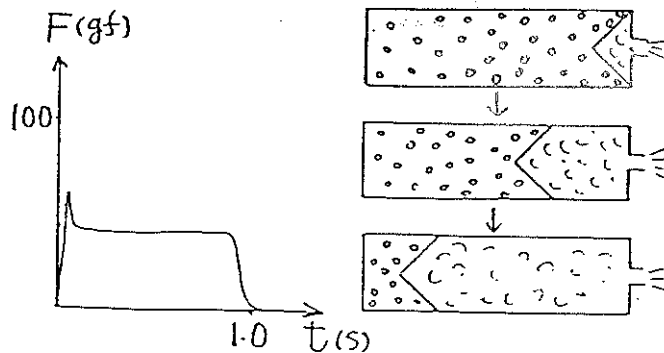


図-3 推力パターンの想像図

4. 実験（その1） ～ 燃焼時間の測定

「月旅行」の燃焼時間（ t_b ）を求めるため、ロケットを固定した状態で着火させ、ノズルからの燃焼ガス噴出時間を目視観察によりストップウォッチで測定した。又燃焼前後の重量測定を行った。結果を表-2に示す。

表-2 燃焼時間の測定結果 S63.9.11 at 竹崎

モータ番号 \ 項目	W_0 (g)	ビニール付 W_0' (g)	燃焼後 W_N (g)	$W_0' - W_N$	t_b (g)
S/N T-01	5.14	5.43	3.06*	1.54 $W_0 - W_N$	2.6*
S/N T-02	5.16	5.43	4.11**	1.32	2.4*
S/N T-03	5.11	5.30	4.16 ⁺	1.14	2.2
S/N T-04	5.75	5.92	4.56 ⁺⁺	1.36	2.2
S/N T-05	5.11	5.38	3.98 ⁺⁺	1.40	2.0
S/N T-06	5.04	5.28	3.81 ⁺⁺	1.47	2.2
01~06の平均	5.218	5.457	3.947	1.372	2.15**
σ_{n-1}	0.264	0.236	0.500	0.138	0.1**

* ビニールなし ** BAD、 +BEST、 ++GOOD
 # トライアル ## 3~6のデータを使用
 ストップウォッチ：ネジ巻式、最小目盛り0.2秒（TNSC工具室）
 精密天秤：FX-3000（TNSC工具室）

目視による時間測定であり、残像の影響もありそうなので、あまり明確な結果は得られなかったが、 t_b は約2秒程度であるというところだろう。又、燃焼前後の重量測定は、花火の頭部粘土が最後に吹っ飛ぶため、あまり意味がなかった。黒色火薬（約0.8g）と同程度のイナータが失われるようだ。

5. 実験（その2） ～ 推力測定

当初は、本ロケットは端面燃焼すると考えていたため、推力はほぼ一定で、測定は楽にできると思っていた。従って最初は図-4のような方法で推力値を測定した。（目測）

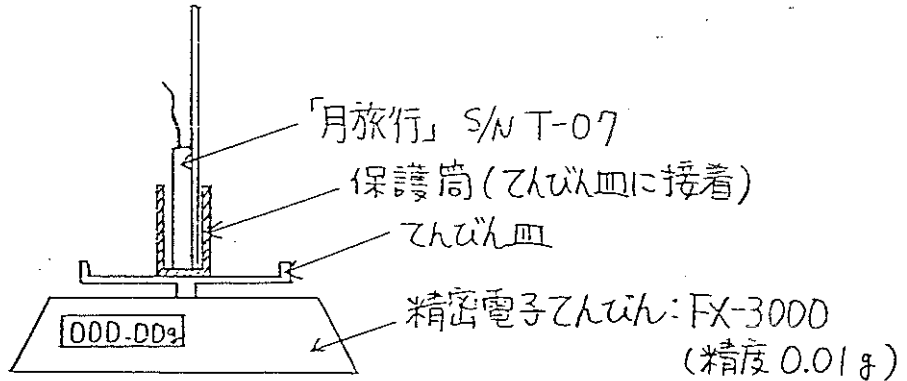


図-4 推力測定実験図

この方法は明らかに失敗であった。電子天秤は、静的に置かれた物でさえ指示値が出るまでに1～2秒かかる。しかもFが一定でなく大きく変化していたため、目測による読み取り値はわずか6gfであった。

この測定の後も、Fは一定であると信じていたが、次の実験によって、これが誤りであることがはっきりした。図-5が推力測定の再実験装置である。

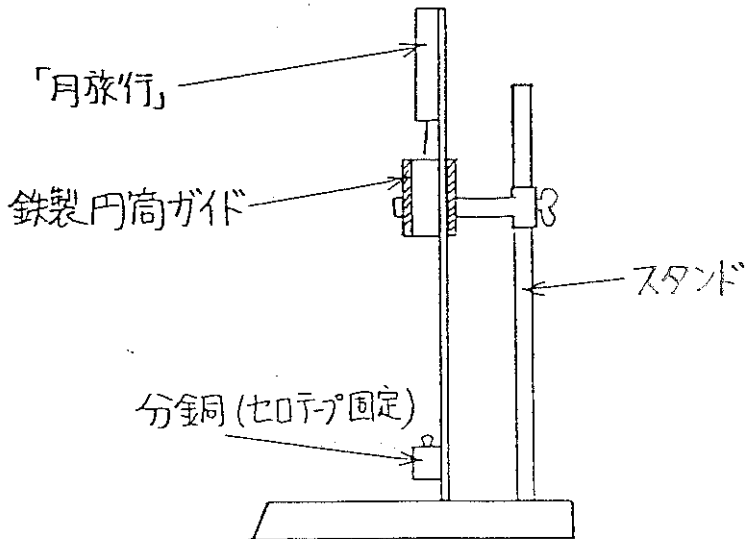


図-5 推力測定再実験図

実験は「月旅行」の柄に10g~100gの分銅をつけて、リフトオフするかどうかを確かめるもので、結果的にはFの最大値を調べたことになる。実験結果を表-3に示す。

表-3 推力測定結果 S63.9.14 at 竹崎

モ-タ番号\項	W ₀ (g)	t _b (s)	分銅重量(g)	観察結果
S/N T-08	4.85	?	10	リフトオフ、ガイトに衝突
S/N T-09	5.26	1.8	20	リフトオフ、"
S/N T-10	5.35	2.2	30	リフトオフ、"
S/N T-11	5.25	2.0	50	リフトオフ、途中まで すぐ落ちる
S/N T-12	4.99	2.2	60	リフトオフ、"
S/N T-13	5.39	?	70	リフトオフ、"
S/N T-14	5.75	2.2	100	ほんの少し動いた
S/N T-15	4.90	1.8*	40	上昇から下降まで スムーズ

*リフトオフ～初時間

ロケットの挙動を観察した結果、初期推力がかなり大きく、一挙に立ち上がった後はすぐに減衰してしまうパターンであることがわかった。そしてその推力のピーク値は、やく100gfである。

F_{max} = 約100gf

6. 実験 (その3) ～ 比推力の測定

時間-推力カーブおよび時間-燃焼ガス流量がわかれば、 I_{SP} はすぐに求められるが、ここではそのような高級な実験は考えられない。従って次の原理で I_{SP} を求めることにした。

ロケット花火を地上から垂直に打ち上げると、燃焼終了後から少したって頂点に達するとが観察できる。リフトオフからの時間を t とすると、その上昇速度 V は次式で与えられる。

$$V = g \cdot I_{SP} \cdot \ln \frac{W_0}{W_0 - W_P} - g \cdot t \quad g \text{ は重力加速}$$

ロケットが頂点に達する時間を t_p とすると、頂点では $V = 0$ であるから、

$$0 = g \cdot I_{SP} \cdot \ln \frac{W_0}{W_0 - W_P} - g \cdot t_p$$

よって、 I_{SP} は次式で計算できる。

$$I_{SP} = \frac{t_p}{\ln \frac{W_0}{W_0 - W_P}} = \frac{t_p}{\ln \frac{1}{1 - MF}}$$

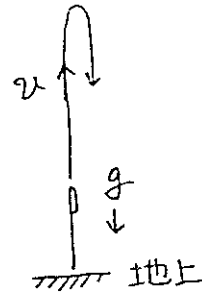


表-4は、「月旅行」S/N T-16、S/N M-06 ~ M-11の t_p 測定結果である。また表-1より $MF = 0.16184$ を代入して I_{SP} も求められる。

表-4 t_p 測定結果

モ-タ番号 \ 項目	W_0 (g)	t_p (s)	I_{SP} (s)
S/N T-16	6. 59	2. 4	13. 59
S/N M-06	5. 25	2. 16	12. 23
S/N M-07	5. 31	2. 51	14. 22
S/N M-08	4. 99	2. 38	13. 48
S/N M-09	4. 92	2. 36	13. 37
S/N M-10	5. 12	2. 74	15. 52
S/N M-11	5. 38	2. 59	14. 67

T-16: S 63.9.11 At Takezaki、M-06 ~ 11: S 63.10.14 At Matsudo

7本のIspの平均値は、13.87s、 $\sigma_{n-1}=1.053s$ である。

ここで、空気抵抗による損失分を見積ってみる。「月旅行」のリフトオフ時にすべての初速度 (V_0) が与えられるとすれば、

$$V_0 = g I_{sp} \ln \frac{1}{1-MF} = 9.8 \text{ m/s}^2 \times 13.87 \text{ s} \times \ln \frac{1}{1-0.16184} \doteq \underline{24\text{m/s}}$$

である。頂点までの平均速度をこの半分とみなして12m/sとする。また、空気抵抗 (R) は、次式で求められる。

$$R = \frac{C_D}{2} \rho S V^2 \quad (\rho : \text{大気密度}, S : \text{受圧面積}, C_D : \text{抵抗係数})$$

$$\begin{aligned} \therefore R &= \frac{0.47}{2} \times 1.21 \times 10^3 \text{ g/m}^3 \\ &\quad \times \left\{ \left(\frac{\phi 0.91}{2} \right)^2 \pi \times 10^{-4} \text{ m}^2 + 5.84 \times 0.91 \times \sin 5^\circ \times 10^{-4} \text{ m}^2 \right\} \\ &\quad \times (12\text{m/s}) \times \frac{1}{9.8} \text{ (m/s}^2\text{)} \\ &= 0.464 \text{ gf} \end{aligned}$$

このRが約2秒間作用しているので、総推力として

$$0.464\text{gf} \times 2\text{s} = 0.928 \text{ gf}\cdot\text{s}$$

が損失分である。

したがって「月旅行」の総推力 (I_t) は、2項で測定した薬量 W_p と本項の実験で得られたIspの積に空気抵抗による損失分を加えたものである。

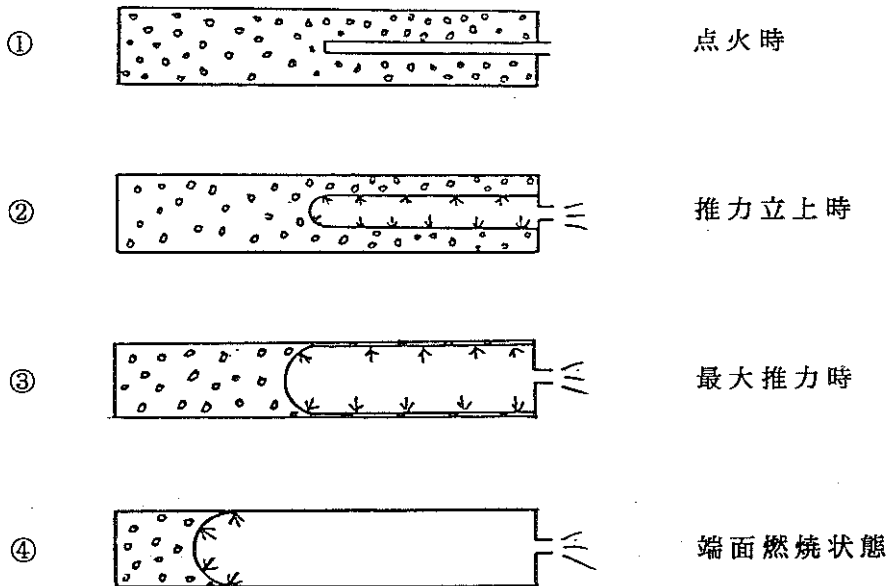
$$\begin{aligned} \therefore I_t &= 0.815\text{g} \times 13.87\text{s} + 0.928\text{gf}\cdot\text{s} \\ &= 12.232\text{gf}\cdot\text{s} \end{aligned}$$

よって正しい I_{sp} は、 $I_t / W_p = 15.0$ 秒 である。

本項の実験結果をまとめると、 I_{sp} は約15秒、 σ_{n-1} は約1秒となり、 I_t は約12.23gf・sとなった。

7. 実験結果の考察

4～6項の実験結果をもとに、「月旅行」の性能について考察する。まず、「月旅行」の時間－推力曲線を推定する。5項の実験時の観察により、推力は、点火とほぼ同時にその最大値まで立ち上がり、すぐに減衰してしまうことがわかった。これより、本ロケットは3項の事前性能予測で想定したような端面燃燒タイプではなく、初期に燃燒面積が一挙に広がり、残りの大半の時間はゆっくりと燃えるようなパターンであると推定される。



黒色火薬の燃燒速度 (r_b) と圧力 (P_o) の関係は、既出の ENCYCLOPEDIA OF EXPLOSIVES AND RELATED ITEMS の一例により計算すると次式が求められる。

$$r_b \text{ [mm/s]} = 11.87 \times P_o^{0.714} \text{ [kgf/cm}^2\text{a]} \cdots \text{燃燒速度 (} r_b \text{)}$$

と圧力 (P_o) の関係式

5項の実験より、③の最大推力時の推力は約100gfであるから、

$F = A t P_o C F$ より、

$$P_{o\max} = \frac{100}{\left(\frac{0.12}{2}\right)^2 \pi \times 1.2 \times 1000} = 7.4 \text{ kgf/cm}^2 a$$

である。①点火時から③最大推力時までの平均圧力は、この半分の3.7kgf/cm²として平均 r_b を求めると、 $\overline{r_b} = 30 \text{ mm/s}$ となる。したがって、①から③までの時間は、

$$T_{\max} = \frac{1}{2} (\phi 5.8 - \phi 1.2) \cdot \frac{1}{30} = 0.077s \approx 0.08s$$

①から③までは、推力はほぼ直線的に上昇するとみなして、ここまでの推力積分値を見積ると、

$$\int_{\text{①}}^{\text{③}} F dt = \frac{1}{2} \times 100 \text{ gf} \times 0.08s = 4 \text{ gf} \cdot s$$

となる。③の状態からは、一挙に端面燃焼状態の低い推力に移行する。

4項の実験（その1）より、 $t_b = 2.15s$ であるから、

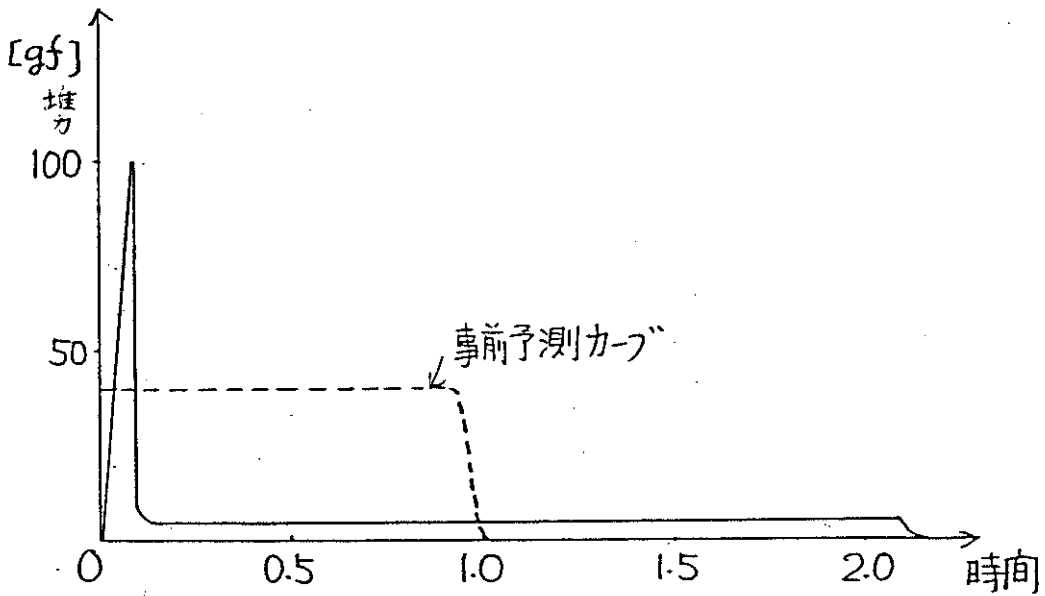
$2.15 - 0.08 = \underline{2.07s}$ が端面燃焼状態での燃焼時間である。また、6項の実験（その3）から、 $I t$ は、 $12.2 \text{ gf} \cdot s$ であるから、

$12.2 - 4 = 8.2 \text{ gf} \cdot s$ が2.07s間の推力積分値である。よって、端面燃焼時の推力（F）は、

$$F = \frac{8.2 \text{ gf} \cdot s}{2.07s} = 4.0 \text{ gf}$$

とまとまる。

以上をまとめると、「月旅行」は下図のような時間-推力カーブを有していると推定される。これは事前予測と大きく異なる。



次に、端面燃焼状態の推力値である4gfについて考察してみよう。

ロケットの推力の式、 $F = A_t P_o C_F$ から P_o を逆算すると、 $C_F = 0.8$ としても

$$P_o = \frac{4gf}{\frac{0.12}{2} \cdot 2\pi \times 0.8 \times 1000} = \underline{0.44kgf/cm^2a}$$

となり、大気圧以下となってしまう。これは明らかにおかしい。このことは、推力の算定式として、 $F = A_t P_o C_F$ が使えないこと、すなわち、超音速ノズルの状態でないことを示している。ここでは、端面燃焼時のガス質量流量 (\dot{m}) と排出速度 (v) のオーダーを求めるに留める。推力は次式で計算できる。

$$F = \dot{m} v + A_e (P_e - P_a)$$

A_e は、 A_t と一致している。また、 $P_e = P_a$ とみなせば、 $F = \dot{m} v$ となる。 \dot{m} は、 $W_p = 0.815g$ の約半分が、約2秒で排出されるので、

$$\dot{m} = \frac{0.4g}{2s} = 0.2g/s$$

である。したがって、 v は

$$v = \frac{4g \times 9.8m/s^2}{0.2g/s} = \underline{196m/s}$$

と求まる。さらに、黒色火薬の燃焼ガスの特性値 (2項参照) から、大気

温状態での音速を求めると、

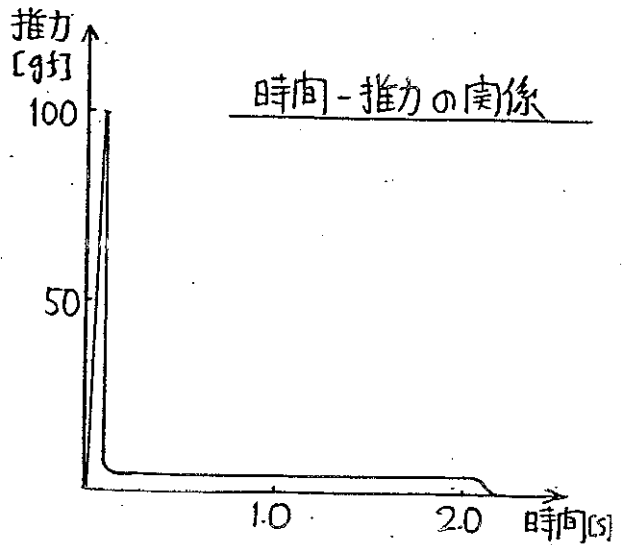
$$a = \sqrt{\gamma \frac{R}{m} T} = \sqrt{1.3 \times \frac{8.31441 \times 10^3}{54} \times 273} = 234 \text{ m/s}$$

となり、ガス排出速度が音速に達していないことがわかる。

8. まとめ

「月旅行」の性能は、次のように整理される。

- ①全重量 : 約 5.2 g
- ②推進薬重量 : 約 0.82 g
- ③推進薬質量比 : 約 0.16
- ④燃焼時間 : 約 2秒
- ⑤最大推力 : 約 100 g f
- ⑥最大圧力 : 約 7kgf/cm²a
- ⑦比推力 : 約 15秒



-
- ⑧モータ型式 : 初期は内面燃焼、後の大半は端面燃焼方式、後方着火、ノズル開口比 1、推進薬は黒色火薬

9. 謝辞

本資料は、昭和63年9月11日（CS-3b/H19F打上隊）から、10月14日にかけて行った実験結果をもとにまとめられたものである。種子島宇宙センターにおいて、実験に協力して頂いたエンジングループの篠原さん、種子島宇宙センター射安課の宮本さんに感謝いたします。宮本さんには、5項（実験2）の推進測定方法についてアイデアをいただきました。また、新松戸で行った実験（その3）では、My Wife の協力を得ました。ご苦勞様でした。

以 上

（筆者は宇宙開発事業団エンジングループに勤務している）

宇宙有人システムの人間・機械系設計 に考慮すべき人的特性

山口孝夫

1. まえがき

無重量環境が搭乗員の活動にどのような影響をもたらすのか。地球から隔離された閉鎖環境において搭乗員がどのような心理状態になるのか。今回は搭乗員の軌道上における活動と心理的要因について述べた。

2. 知覚

知覚とは、「目や耳等の感覚器官を通じて得た外部の状況やその変化を、過去の経験、すなわち記憶や学習にもとづいてそれが何であるかを知ること」と定義されている。

視機能に関する調査は、過去において十分に行われている。アメリカ及びソ連の有人宇宙飛行の経験によれば、搭乗員の視機能にほとんど変化が認められない。しかしながら、ソ連の報告によれば、搭乗員の視機能に若干の変化が認められた例がある。

視機能は軌道上においてほとんど変化が認められないとされているが、視機能に関する調査は現在でも新しい検査方法が開発され軌道上で行われている。

その他、聴覚、味覚、嗅覚及び触覚についても同様の調査を行う必要がある。例えば、無重量環境では搭乗員の体液が上半身に集まることから、味覚及び嗅覚には何らかの変化があるものと考えられる。味覚や嗅覚に変化が起これるとすれば、宇宙食の味付けにも地球とは異なる配慮が必要となる。宇宙において食事は搭乗員にとって大きな楽しみの一つである。食事がまずければ搭乗員の志気にも影響する。

空間識失調や宇宙酔いの要因である前庭器官に関する調査は、アメリカ及びソ連において勢力的に行われてきた。空間識失調や宇宙酔いのメカニズムが解明され、その防止策が確立すれば、宇宙での生活がさらに快適な

ものとなる。

3. 認知

認知とは、「知覚よりも高度な活動で、物事の意味や性質を知ること」と定義されている。認知については、知覚と同様軌道上においてほとんど変化が認められない。

認知で特に問題になるのは、「時間圧縮 (Time compression)」という現象である。仕事が次から次と来て息をつく暇もないほど忙しい時は、一日が非常に短く感じる。これが時間圧縮現象である。短時間に多くの作業を課すと、時間があっという間に過ぎ去っていくという気持ちを抱く。軌道上においてこのような作業を搭乗員に課せば、時間圧縮の感情を抱く。これが疲労やあせりを生じさせ、結果的にミスを引き起こすということになりかねない。

そこで時間圧縮のメカニズムを解明する必要がある。時間圧縮を生じさせるメカニズムは、注意、判断及び意志決定等の情報処理過程や、ストレス、怒り、恐怖といった情動反応等の心理的過程が複雑に絡んでいる。個々の要因については、これまで多くの研究成果が報告されている。今後はこれらの要因を統合的に研究する必要がある。

NASAは、スペースシャトルの着陸進入時における搭乗員のワークロード（作業負担）を軽減するため、時間圧縮を起こさせないような無理のない運用を設定する等の配慮を設計に行った。

4. 知覚－運動機能

知覚－運動機能とは、「外部の状況を察知／判断し、それを行動に起こすといった一連の作業」を意味する。

過去の有人宇宙飛行の経験から、宇宙活動に支障をもたらすような重大な知覚－運動機能の低下は認められない。宇宙環境に入った当初は若干の低下は認められるものの、搭乗員はすぐに環境に順応する。しかしながら、宇宙滞在が長期にわたると、筋力の衰退による運動機能が低下してくる。

この筋力の衰退を防ぐため軌道上においてさまざまな筋力トレーニングを行ってみたものの、期待した程の効果が得られていない。筋力低下は、人間が長期にわたって宇宙に滞在するためには避けて通れない重要な問題である。

上腕筋や大腿筋等の筋力については調査されているが、手や指等の細かい運動を支配する神経筋については行われていない。今後はこれらについても調査する必要がある。

5. 心理的安定

宇宙環境において心理的安定を維持するには、二つの要因が関係している。その一つは搭乗員個人の内的要因である。これには知性、生理的及び心理的適応能力、生理的ホメオスタシス、動機づけ、訓練、経験そして生理的及び心理的成熟度等が関係している。生体にはバランスを保とうとする傾向があり、身体内部（内臓や血液等）に変化が起これば、これを回復せようとするメカニズムが働く。これが生理的ホメオスタシスである。動機づけは、人間にある行動を起こさせたり、ある目標に向かって行動させたりする「きっかけ」のことである。

もう一つは搭乗員を取りまく外的要因である。これには、大気及び温湿度等の物理的環境、作業量及び作業の難しさ等のワークロード、滞在期間、対人関係、ハザード（危険要因）、環境に対する慣れ等の単調性、騒音等による不快感が関係している。

アメリカやソ連はより適した搭乗員を効果的に選抜するため、選抜方法の確立に力を入れてきた。その結果、現在の選抜方法は医学的基準や心理的特性に関しては十分満足の行くものと考えられる。ただし、搭乗員に適したパーソナリティ特性、すなわち性格についてはまだ十分ではないようである。

疲労は心理的安定性に大きく係わっている。疲れてくるといらいらしてくる。このような経験は誰でも経験している。疲労は心理的安定性ばかりでなく、搭乗員の健康、パフォーマンスにも大きく影響する。疲労を防ぐ

一番効果的な方法は、適切な睡眠を取ることである。

6. 動機づけ

人間を行動に駆り立てる要因である動機づけの問題はよく知られている。例えば、オリンピックの選手は普通の人には考えられない厳しい練習に耐え、時には生活さえも犠牲にする。メダル獲得という目標が動機づけになり、厳しい練習にも耐えることができるのである。このように人間に行動を起こさせ、コントロールする働きを動機づけという。

たとえうまく動機づけを与えたとしても、それを長期間にわたり維持することはかなり難しい。月に人類として初めて立つとなれば、そのパイオニアとしての名誉だけでかなり強い動機づけとなる。世界の注目の的であるということも大きな動機づけである。月への宇宙飛行もそれが日常的となると、それ自体には興味や魅力がなくなってしまう。世界の注目度も低くなり、搭乗員の動機づけが低下する。また、宇宙へ初めて行った当初は感激して張り切って任務を遂行するが、滞在が長くなるにつれて感激も薄れ、だんだん作業能率が低下してくる。そこで新しい動機づけが必要となる。宇宙での活動そのものに興味を持てるようなミッションを搭乗員に与えたり、帰還後の昇進や昇給といった待遇の改善も動機づけを高める要因の一つである。

7. パフォーマンス

搭乗員の軌道上でのパフォーマンスで特に問題となるのは、緊急事態のような心理的ストレス状況である。このようなストレス状況では、搭乗員がどのような行動を取るかを予想することは難しい。普段は物腰柔らかかで落ち着いた紳士的な人でも、自分の生命に係わるような緊急事態に陥ると人が変わったような行動を取ることがある。

とっさの場面において沈着冷静に行動できる搭乗員を選ぶのはなかなか容易なことではない。今のところ選抜後の訓練や日常生活を通じてその人なりの特性を見抜くしかない。

アメリカやソ連は数々の有人宇宙飛行を経験している。それらの飛行において搭乗員のパフォーマンスが最適であったかどうかを問われれば、両国ともそれを的確に証明することができないであろう。それは、搭乗員のパフォーマンス評価のデータが不足しているからである。その上、評価方法も手探りの状態で、これといった決定的な方法がない。搭乗員の軌道上におけるパフォーマンスを正確に予測できるようにするためには、現在のシャトル計画での搭乗員のパフォーマンス評価を充実させることはもちろん、将来の宇宙ステーション計画における評価についても今のうちから考えておく必要がある。

民間航空機における事故や、事故は起こさないまでも危険な状況に至ったという事象（インシデント）を調査した結果、搭乗員同士の協応活動のまずさが大きな原因であることがわかった。搭乗員個人に対するものだけでなく、搭乗員同士の協応作業に対するパフォーマンス評価も重要である。

過去の宇宙飛行から得た搭乗員のパフォーマンスデータでは、宇宙ステーションのような多人数で国際的、しかも長期滞在における搭乗員のパフォーマンスを予測することは難しい。特に、パフォーマンスの低下をもたらす行動要因を予測したり、緊急事態におけるパフォーマンスを予測するには、過去のデータでは不十分である。搭乗員をどんなにうまく訓練したとしても、生命に直接係わるような緊急事態において沉着冷静な対応をできるかどうかはわからない。

緊急事態における回避操作はできる限り単純化して、ワンアクションで対応できるように設計する配慮が必要である。

8. 集団力学 (Group dynamics)

集団力学は、「集団という場には、磁石や電気の場のようにある種の力が働いているとし、集団及びそのメンバーの行動を規定している力を研究する」ものである。

宇宙ステーションのように多人数で国際的な搭乗員構成で、さらに長期

にわたり宇宙空間に滞在するような場合には、集団生活及び作業における心理学的問題が重要になってくる。スカイラブの搭乗員の一人は、「将来の宇宙開発では、設計等の技術的な問題よりも、心理・社会的な問題を解決することの方が難しくなるであろう」と述べている。また、サリュートのあるベテラン搭乗員も、国際的な搭乗員の構成に多くに問題が存在することを指摘している。

搭乗員の構成が多くなればなるほど、それを統括するリーダーの役割、すなわちリーダーシップの重要性が大きくなっていく。

宇宙ステーションの搭乗員を一つの集団と考えると、搭乗員のリーダーは与えられたミッションを達成し、搭乗員同士の和を維持するために働かなければならない。

リーダーシップの形態を大きく分けると、独裁的、放任的及び民主的タイプ3つに分類できる。独裁的タイプは、強烈な個性を有するリーダーの統制のもと、目標達成に主眼が置かれる。リーダーは集団のメンバーを権威で押さえつけ思いのままに動かす。目標達成ためにはメンバーの感情など考慮せず、時には個人を犠牲にまでする。放任的タイプは、リーダーの役割を必要最小限にとどめ、集団及び個人の自由意志にまかせて集団の目標を達成しようとする。メンバーから求められれば意見を述べ指示を行うがそれ以外は黙っている。民主的タイプのリーダーは、集団の和を維持することを第一に考え、メンバーの協力のもと集団の目標を達成しようとする。目標を達成するためにはメンバーの感情を大切にし、個人の生活面にさえも細かい気配りをする。

独裁的タイプのリーダーは、目標及びそれを達成するための手段が明確であって、短期間に最大の成果を得る必要がある場合に効果があるといえる。リーダーの命令のもと一糸乱れぬ行動を取り、目標に向かって突き進む。スポーツにおいてこのようなリーダーを持つ集団が好成績をおさめることがよくある。このタイプの集団では、メンバー同士またはリーダーとメンバーとの間で敵対及び攻撃行動が起こり易い。また、表に現れない不平不満が集団に生じ易く、集団にはいつも緊張が張りつめている。したが

って、長期的な目標を遂行する場合など思うように成果が上がらない。一戦必勝のトーナメント方式には向いているが、長丁場のリーグ戦方式には不向きなのがこのタイプである。

放任的タイプのリーダーは、個人の自主性や能力を育てるといった面では良いかも知れない。ただ、集団を構成するメンバー一人一人がかなりの水準の能力をポテンシャルとして有していなければならない。思いもかけないアイデアが生まれたり、奇跡的な業績を上げるのがこの集団である。このタイプの集団では、積極的な指導的指示がないため、集団に秩序がなく、失敗や挫折を味わうことが多い。事がうまくいっている時は予想もつかない成果を上げることもあるが、一度つまづくと坂をころがるように悪い方向へと行ってしまふ。天才肌の人間の集まりに取って向いているのがこのタイプである。

民主的タイプのリーダーは、集団の目標や基本的な活動方針をメンバーと一緒に考えて、相談し意見を調整しながら集団を運営して行く。したがって、集団内に良い雰囲気生まれ、結果として良い成果が得られることが多い。3つリーダーの型のうち最も望ましいのがこのタイプである。

宇宙ステーション等の多人数構成の集団で望まれるリーダーシップは、この民主的タイプである。リーダーに望まれる資質は、職務遂行能力はもちろん、人間関係の処理能力も非常に重要である。

9. 閉鎖環境での心理

宇宙空間のような外部と隔離され監禁された環境では、搭乗員はどのような心理状態になるのであろうか。シャトル計画のような短期ミッションではそれほど問題とはならないが、宇宙ステーションのような長期ミッションとなると無視できない問題となる。

過去、アメリカの大学において興味ある実験が行われた。この実験は感覚遮断と呼ばれる。小さな部屋に人間を閉じこめ外部からの刺激を極端に減らした場合、どのような心理状態になるかを調査したものである。この実験では、実験室は防音になっており外部からの音は遮蔽されている。ま

た、室内は薄暗い照明になっている。さらに、被験者（実験に参加した学生）には、光は通すものの形を見ることができないアイマスクを目に付けさせ、両手足には円筒のカバーを付けさせて接触感を減少させる等、できる限り外部からの刺激を遮蔽した。この状態で被験者はトイレと食事は許されるが、それ以外はただベットに横たわっているだけである。

この結果は非常にドラマチックであった。実験当初、被験者は眠って過ごした。その後、退屈になり、歌をうたったりひとりごとを言う等の退屈しのぎの行動が見られた。さらに時間がたつと、落ち着きをなくし、意味の無い行動が見られるようになった。ほとんどの被験者が2、3日で耐えられなくなり、実験を中止せざる負えなかった。この実験で特に注目されたのは、多くの被験者が閃光やわけの解らないものが動いている等の幻視を体験したということである。中には幻聴が聞こえた者さえいた。この時の脳波を調べてみると、薬物や脳に障害を受けたときの脳波と同じであった。

以上の実験から人間はある程度外部からの刺激を必要としていることがわかる。

宇宙空間はこれほど極端でないにしても、外部からの刺激が少なく地球から隔離された状態にある。精神的にも肉体的にも優れた搭乗員といえども、ある程度の心理的な影響を受ける。ソ連の宇宙ステーション「ミール」で一年近く軌道上に滞在した宇宙飛行士は、軌道上において気分が滅入るなどの鬱的状态に陥ったとのことである。また、アメリカのある搭乗員は気分がいらいらし、地上の係員と口論する等の攻撃的行動が見られたとのことである。

宇宙環境と似た環境として、高高度を飛行する場合を上げることができる。アメリカ海軍の調査によれば、高高度を飛行中に孤独感や寂しさ等を感じたパイロットが多数いたとのことである。これは、隔絶現象（Break off）と呼ばれ、「高高度で操縦している際に感じる地球から肉体的に切り離されたような気分」と定義されている。この隔絶現象を体験したパイロットの約4割が恐怖と不安におそわれたと述べている。

この現象の主な要因として、一人であること、高高度であること、操縦に忙しくないことを上げることができる。パイロットにとって「暇」がありすぎるといふこと、外部からの情報が少ないといふことは、かえって負の要因になる。

以上のことから、有人宇宙システムを設計するにあたり、搭乗員が退屈しないような配慮が必要である。自動化ばかりに目を向けずに、搭乗員に課すべき仕事を最適に設定しなければならない。また、軌道上でのレクリエーションも重要な課題である。さらに、地上との交信が途絶えることがないように、通信手段は高い信頼性が要求される。軌道上で待たされるといふことは搭乗員にとってかなりのストレスになる。適切な指示を適時与えるといふことは、搭乗員の心理的な安定のためにも必要なことである。特に、緊急事態においては、地上からの励ましが搭乗員の何よりの心の支えになる。宇宙において搭乗員が一人で取り残されるような状況が絶対にあってはならない。

10. あとがき

今回は、アメリカやソ連の有人宇宙飛行の経験にもとづいて、宇宙有人システムに考慮すべき心理的及び行動的問題について述べた。宇宙開発は今度ますます国際協力のもとにおこなわれていく度合が大きくなり、搭乗員の構成も国際化してくる。文化も言葉も違う搭乗員が一致協力して目標を達成するには、お互いに相手のことをよく理解する必要がある。その意味において搭乗員の心理的問題はおろそかにできない。

(宇宙開発事業団 宇宙ステーショングループ 山口孝夫)

参考文献

1. Research Opportunities in Human Behavior and Performance.
NASA CR 3886, 1985.
2. Space Station Habitability Recommendations Based on a Systematic

Comparative Analysis of Analogous Conditions.

NASA CR 3943, 1986.

3. 心理学の理解：木村 禎司 他、福村出版、1969.
4. 実験心理学：大山 正 編、東京大学出版社、1984.
5. 人間生活と心理学：安藤 公平 編、駿河台出版社、1973.
6. パニックの心理学 ー群集の恐怖と狂気ー：安倍北夫、講談社現代親書
1974.
7. スピードと運転の科学 ーマン・マシン・システムの心理学、
井坂 清訳、1981.
8. 心理学入門：野口 薫 他、有斐閣親書、1978.

宇宙先端活動研究会 年次総会開催のご案内

1. 日 時 平成元年7月10日(月) 6:00PM ~ 9:00PM

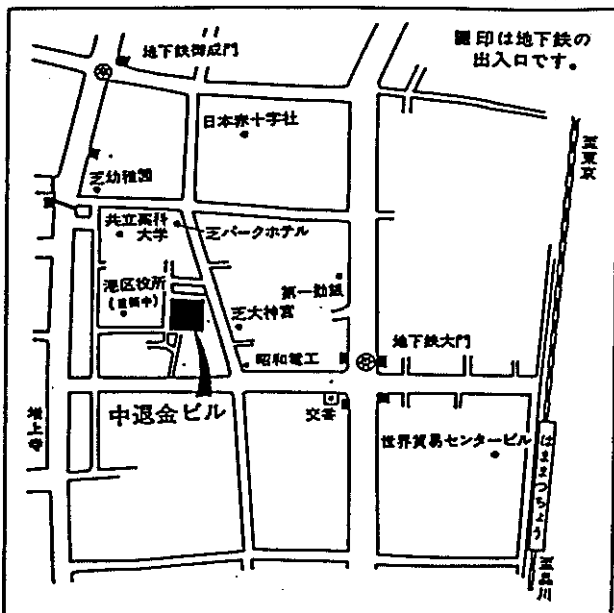
2. 場 所 中退金ビル(下図参照) 大ホール(8F)

3. 議事次第

- | | |
|--|-----|
| (1) 63年度会計報告/活動報告 | 20分 |
| (2) 特別講演
『宇宙開発基本理念』
宇宙開発事業団副理事長
園山 重道 | 40分 |
| (3) 記念講演
『宇宙開発とある波及効果』
TRWオーバースーズ・インコーポレイテッド専務取締役
有野 信行 | 40分 |
| (4) パーティ(立食) | 80分 |

4. 参加費 5,000円

5. 事務局 宇宙開発事業団ロケットグループ 森 雅裕
TEL (03)5470-4339 FAX (03)432-3969



所在地 東京都港区芝公園1丁目7番6号

電話番号 代表東京 (436)0151

直通 (434)7709

国電浜松町駅下車徒歩8分

都営地下鉄浅草線 大門駅下車3分

都営地下鉄三田線 御成門駅下車徒歩5分

ご注意 当ビルには駐車場の設備がございません

***** I A S A ニュース *****

宇宙先端活動研究会年次総会のお知らせ

宇宙先端活動研究会の年次総会を下記の要領で開催致します。

日 時 平成元年7月10日 18時30分～

場 所 中退金ビル（前回と同じ）

議 題 1. 事業報告及び計画

2. 決算及び予算

3. 記念講演

4. その他

会 費 5000円

（記念講演について）

1. 講師 有野 信行氏

TRWオーバシーズ・インコーポレイティド

宇宙防衛担当常務取締役

2. 演題 宇宙開発の波及効果 - 日米比較（仮題）

なお、会の後懇親会を予定しております。

入会案内

本会に入会を希望する方は、申し込み葉書にご記入の上送付し、年会費をお振込下さい。

年会費：3000円（1988年6月～1989年5月）

会誌 無料（1988年7月号～1989年5月号）

なお、会費は主に会誌発行にあてる。

振込先： 振込口座（郵便）No. 2-21144

宇宙先端活動研究会 宛

会誌編集方針

- 1 『宇宙先端』は宇宙先端活動研究会の会誌で、年6回発行される。
- 2 論文の内容は、全て著者の責任とする。
- 3 投稿資格：原則として本会会員に限る。
- 4 原稿送付：投稿する会員は、B5版横書き（33×29）またはA4版横書き（38×29）で、そのまま版下となるような原稿およびコピー1部を、東京都港区浜松町2丁目4番1号、世界貿易センタービル内郵便局私書箱第165号、宇宙先端活動研究会世話人兼編集人 岩田勉宛送付する。原稿は返却しない。
- 5 論文は未発表の原著論文に限る。ただし、他に発表したものの要約、解説等は歓迎する。掲載論文に対する質疑、意見、提案等、誌上討論は大いに歓迎する。
- 6 A4で20ページを超えるものは掲載しないことがある。宣伝、中傷、その他本会の趣旨から極端に外れる投稿は掲載できない。編集人は会誌の整合のため、著者に改稿を求めることがある。

*** 編集後記 ***

先頃、日米貿易摩擦に関して、米国通商代表部が人工衛星を不公正貿易品目として上げた。上げられたのは3品目である。その一つに人工衛星が上げられているのである。日本が本格的に宇宙開発を開始して二十有余年になるが、宇宙関係者の中には「貿易摩擦の原因になるまでに成長したのか」、とマスコミの論調とは違った感慨を持つ人も多いであろう。

成長の結果として、貿易摩擦の原因になったのだろうか。それとも、今後の成長を未然に抑えるために、戦略的に貿易摩擦といった次元の違う土俵に乗せてきたのだろうか。ここの所を分析する必要があるだろう。これからの宇宙開発は、益々巨大化し、その結果国際協力が避けられないであろう。その一方で、協力の中の主導権争いが激しくなってくるのが考えられる。時代の流れ、相手国の考え方等を正しく把握し、日本独自の宇宙開発戦略を、政治、経済、文化の広い視野に立って構築すべきではないだろうか。日本においては、宇宙開発はまだまだ、政治的にも、経済的にもマイナーな分野である。これが、杞憂であって欲しい。（長）

宇 宙 先 端	第 5 卷 第 3 号	頒 価 1000 円
平 成 1 年 5 月 1 5 日 発 行		編 集 人 岩 田 勉
発 行 宇 宙 先 端 活 動 研 究 会		
東 京 都 港 区 浜 松 町 世 界 貿 易 セ ン タ ー ビ ル 内 郵 便 局 私 書 箱 165 号		

無断複写、転載を禁ずる。