



JOURNAL OF THE INSTITUTE FOR ADVANCED SPACE ACTIVITIES

宇 宙 先 端

宇宙先端活動研究会誌

JULY, 1990

VOL. 6—NO. **4**

IN THIS ISSUE,

CONCEPT OF OBSERVATION SATELLITE ON MARS ORBITT. MAEDA	105
A JOURNEY TO HOME MANUFACTURED SATELLITES (1)S. MORIMOTO	124

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 03-769-8210

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

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
宇田 宏	大仲 末雄	川島 鋭司	菊池 博	桜場 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 彰二	森 雅裕	森本 盛

目 次

1. 火星周回観測機の概念検討・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 105
2. 国産通信衛星へのみちのり(1)・・・・・・・・・・・・・・・・・・ 124

火星周回観測機の概念検討

宇宙開発事業団 筑波宇宙センター

システム技術開発部

前田 利秀

0. はじめに

火星は古くから戦いの神、軍神、あるいは火の神として恐れられてきた。それは、火星が血のしたたるような赤色に輝き、天球上を不可思議な軌道で大きく走り回っているように見えるからである。

17世紀に入り望遠鏡が発明され、少しずつ火星の観測が始められ19世紀の半ばまでには火星の地図が作成されたが、その素顔は明らかではなかった。1964年11月28日にNASAが打上げたマリナー4号が撮影した22枚の写真により、火星にも月と同様にクレーターが多数存在することが判明し、その後のマリナー6、7、号、パイキング1、2号による観測から、その素顔が次第に明らかにされた。

その後しばらくの間、火星探査はアメリカ合衆国もソビエト連邦も中断していたが、1988年のソビエトのフォボス1、2号の打上げにより火星探査も新しい時代へと入ることとなった。アメリカでは、ブッシュ大統領が、アポロ月着陸50周年までには火星有人探査を実施する、と宣言し、月を中継基地とした火星探査プロジェクトが正式にスタートしたということが出来るだろう。

近年、月・惑星探査に関する研究が我が国内でも活発化してきており、多くの案が発表されている。ここでは、日本の火星探査の第一歩として考えられる火星周回観測機に関する概念検討の中間報告を行なう。

1. 現在の火星観

1.1 火星の概要

多くの天文学者による望遠鏡観測と、米ソの探査機による観測で火星に関しては、以外に多くのことが知られている。ある意味では最も多くのことが知られている、我々に最も身近な惑星ということが出来るだろう。以下にその概要について順を追って見ていくことにする。

1.1.1 火星の運動

火星は太陽系第4番惑星であり、地球の外側を楕円軌道を描いて周回している。その動きについて表1.1に地球の動きと対比してまとめる。また、その他の定数について表1.2に同様にまとめる。

火星の二つの衛星について表1.3にまとめる。

表 1. 1 火星の運動(Ref.1,2)

項目	地球	火星
公転周期 (対太陽) (日)	365.26	686.98
太陽からの平均距離 (AU)	1.0	1.523691
軌道の離心率	0.01672	0.093377
近日点距離 (AU)	0.98328	1.38141
遠日点距離 (AU)	1.01672	1.66597
会合周期 (日)	779.9日	
軌道傾斜角	-	1.85°
自転周期 (対太陽)	23h56m4.1s	24h37m22.6s
軌道面に対する赤道の傾き	23.44°	25.19°
地球と火星の接近時期	1990年11月 1995年2月 1999年4月 2003年8月	1993年1月 1997年3月 2001年6月 2005年11月

* 1 AU = 1.496 × 10¹¹ m

表 1. 2 火星のその他の定数(Ref.1,2)

項目	地球	火星
質量 (×10 ²⁴ g)	60.47	6.418
赤道半径 (km)	6378	3397
平均密度 (g/cm ³)	5.52	3.93
表面重力 (m/sec ²)	9.82	3.83
表面における磁場(Gauss)	0.32	<4×10 ⁻⁴
表面での大気圧(mb)	1013	7.7

表 1. 3 火星の衛星(Ref.2)

項目	Phobos(敗走)	Deimos(恐怖)
軌道長半径 (km)	9380	23470
離心率	0.0170	0.0031
公転周期	7h39m13.85s	30h17m54.86s
火星赤道面に対する軌道傾斜角	1.0°	1.73°

1. 1. 2 火星の気候

(1) 表面温度

太陽－火星間の平均距離は太陽－地球間の平均距離の約 1.5 倍であり、

そのため火星表面上での日射量は地球のものの43%程度に過ぎない。また、大気が希薄であるため、大気による保温効果が期待出来ない。

火星が完全黒体であると仮定すると、Stefanの法則により、その表面温度は摂氏-37度以上44度以下となる。(Ref.3)

1971年に打上げられたマリナー9号により、北緯60度から南緯60度に亘る領域について表面温度の計測がなされた。表面温度の日変化について図1.1に示す。左図は近日点付近で南半球が夏の時期であり、右図は遠日点付近で南半球が冬の時期である。

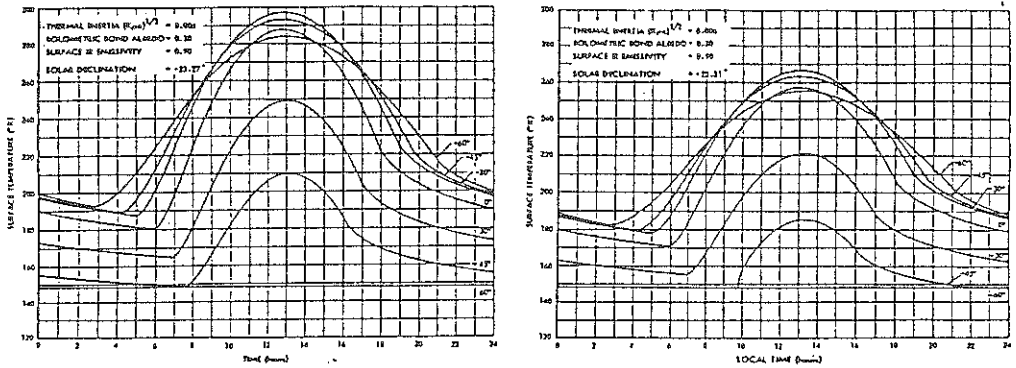


図1.1 火星表面温度の日変化 (Ref.3)

(2) 大気

地上からの観測結果に基づいた確度の高いものとして、火星の表面気圧は85 mb程度と考えられていたが(Ref.4)、マリナー4号での測定結果では10~20 mb、マリナー6/7号では6.2~6.5 mb、ヴァイキング1号着陸船では7.7 mbとの測定結果が得られている。

大気温度は地表温度よりも30℃程度低いと考えられているが、ヴァイキング1号着陸船からのデータでは、その着陸地点では日中の最高気温が-30℃、夜半で-73℃、夜明け直前で-86℃であった。

また、ヴァイキング1号着陸船からのデータによれば、平均風速は、2.9 m/sである。

火星表面大気の組成について表1.4に示す。(Ref.3)

表1.4 COMPOSITION OF THE ATMOSPHERE AT THE SURFACE

Gas	Proportion
Carbon dioxide (CO ₂)	95.32%
Nitrogen (N ₂)	2.7%
Argon (Ar)	1.6%
Oxygen (O ₂)	0.13%
Carbon monoxide (CO)	0.07%
Water vapor (H ₂ O)	0.03%
Neon (Ne)	2.5 ppm
Krypton (Kr)	0.3 ppm
Xenon (Xe)	0.08 ppm
Ozone (O ₃)	0.03 ppm

Isotope Ratios

Ratio	Earth	Mars
¹² C/ ¹³ C	89	90
¹⁶ O/ ¹⁸ O	499	500
¹⁴ N/ ¹⁵ N	277	165
⁴⁰ Ar/ ³⁶ Ar	292	3000
¹³⁶ Xe/ ¹³² Xe	0.97	2.5

SOURCE: Owen et al. 1977.

NOTE: Uncertainties in the Mars values are presently ± 10% except for Ar and Xe.

1. 2 過去及び計画中の火星探査ミッション

1. 2. 1 アメリカ合衆国 (NASA)

NASAは、火星フライバイ・ミッションとして三機、火星周回衛星として三機、火星着陸機として二機の探査機の打上げ／軌道投入に成功しており、二年後に周回観測衛星の打上げを計画している。これらについて表1. 5にまとめる。

表1. 5 アメリカの火星探査機(その1)

探査機名称	打上げ年月日 到着年月日	探査機 重量 (kg)	ミッション	ミッション機器
Mariner 3	1964/11/5	261	失敗	
Mariner 4	1964/11/28 1965/ 7/15 フライバイ	261	太陽風、フレア、宇宙塵 宇宙線等の観測と測定 写真撮影	カメラ(解像度3km) 磁力計、イオン箱 ガイガーミラー管 流星体検知器 太陽プラズマ検知器 電離層放射測定器 宇宙線望遠鏡
Mariner 6	1969/ 2/25 1969/ 7/31 フライバイ	413	火星大気の色・組成の 観測 昼夜の温度変化の測定 火星のクローズアップ 写真の撮影	広角カラーTVカメラ 狭角TVカメラ (解像度300m) 赤外放射計 紫外分光計 赤外分光計 天文力学実験器 テープレコーダ
Mariner 7	1969/ 3/27 1969/ 8/ 5 フライバイ	413	Mariner 6 と同じ	Mariner 6 と同じ
Mariner 9	1971/ 5/30 1971/11/14 周回軌道 投入	(998) 565 周回軌道上	火星全体の詳細 マッピング 大気・極冠・雲・もや等 の科学的観測 周回軌道 h = 1394×17144 km i = 64.34° T = 11 h 57 m	TVカメラシステム (Mariner6/7と同じ) 赤外放射計 赤外干渉分光計 紫外分光計

表 1. 5 アメリカの火星探査機(その2)

探査機名称	打上げ年月日 到着年月日	探査機 重量 (kg)	ミッション	ミッション機器
Viking 1	1975/ 8/20	2325	火星の高分解能の調査 生命探索のための 着陸船軟着陸	ビデコンカメラ 赤外分光計 赤外放射計 (Lander) ポテンシャル分析器 質量分析器 ファクシミリカメラ 生物実験器 ガスクロマトグラフ 分析器 蛍光X線分光計 気圧・温度・風速計 サンプラーアーム その他
	1976/ 6/19	1067 (Lander)		
Viking 2	1975/ 9/ 9		Viking 1 と同じ	Viking 1 と同じ (Lander) 三軸地震計
	1976/ 8/ 7			
Mars Observer	1992/ 9/16 から 1992/10/ 6 までの間	2487 (打上時) 550 (軌道上)	地形(地勢)と重力場の 定義 全表面の基本的、 鉱物学的特性の決定 磁場特性の確立 大気の循環構造の調査 気候の概要調査	ガンマ線分光計 レーダ高度計 可視赤外分光計 圧力変調赤外放射計 紫外分光写真機 磁力計 電子反射測定器 熱放射分光計 カメラ

1. 2. 2 ソビエト連邦

ソ連は、1960年代初頭から1970年代初頭にかけて火星に探査機を送り込んでいたが、アメリカと同様にしばらくの間火星探査から遠ざかっていた。

しかし1988年に二機の探査機 Phobos を送り込んで以来、精力的な計画を発表し、ヨーロッパ、日本にも協力を求めている。ソ連の火星ミッションについて表1. 6にまとめる。

表 1. 6 ソ連の火星探査機 (その 1)

探査機名称	打上げ年月日 到着年月日	探査機 重量 (kg)	ミッション	ミッション機器
Mars 1	1962/11/ 1	893.5	火星の写真撮影 (失敗)	
Zond 2	1964/11/30 1965/ 8 ?	11457	火星近傍の科学的 測定 1965/ 4 信号途絶	写真撮影用機器 着陸カプセルの可能性 有り
Mars 2	1971/ 5/19 1971/11/27	4650	火星の調査 飛行経路での太陽風 の測定 探査機のフライト データの取得 着陸ミッションは 失敗	(Orbiter) TVシステム 赤外放射計 3.4cm電波受信機 紫外分光計 可視光光度計 磁力計 (Lander) 質量分光計 温度・気圧・風速計 TVカメラ 土壌分析器
Mars 3	1971/ 5/28 1971/12/ 2	4650	Mars 2 と同じ	Mars 2 にステレオ 太陽電波受信機を追加
Mars 4	1973/ 7/21 1974/ 2/10	4385	火星周回軌道からの 火星の科学的調査	TVシステム 赤外放射計 紫外分光計 光度計 3.5cm波受信機 ガンマ線分光計 荷電粒子測定器
Mars 5	1973/ 7/25 1974/ 2/12	4385	Mars 4 と同じ	Mars 4 と同じ
Mars 6	1973/ 8/ 5 1974/ 3/12	3495	フライバイおよび 着陸船による火星 の科学的調査 着陸船との交信は 着陸直前に途絶	磁力計 太陽風測定器 微小流星体検知器 宇宙線測定器 ステレオ太陽電波 受信機(1m) (Lander) TVシステム 質量分析器 温度・気圧センサ 土壌分析器
Mars 7	1973/ 8/ 8 1974/ 3/ 9	3495	Mars 6 と同じ 着陸船分離に失敗	Mars 6 と同じ

表1. 6 ソ連の火星探査機（その2）

探査機名称	打上げ年月日 到着年月日	探査機 重量 (kg)	ミッション	ミッション機器
Phobos 1	1988/ 7/ 7	約6000	火星の化学組成、 鉱物組成、熱収支 大気についての 詳細な科学的調査 将来の着陸ミッション のための軌道上から の詳細な調査 衛星Phobosの詳細な 調査 (失敗)	(Orbiter) Lima-D, Dion レーダ 可視赤外撮像装置 ガンマ線分光器 熱赤外観測器 太陽望遠鏡 レーダ高度計 レーザー高度計 (Lander) CCDカメラ 地震計、磁力計 蛍光X線分光計 α粒子散乱計測装置 ペネトレータ Steepee ラジオシステム
Phobos 2	1988/ 7/12	約6000	Phobos 1と同じ 火星軌道上にて 信号途絶	(Orbiter) Phobos 2 と同じ (Hopper) 蛍光X線分光計 磁力計、加速度計

※ ソ連の今後のミッションの予定

- 1994 火星バルーン/ローバーミッション
- 1996 火星サンプルリターンミッション
- 2002 長距離ローバーミッション

1. 3 今後調査が必要な項目

1. 2節で見たように、火星に関しては以外に多くのことが知られているが、ソ連からの技術情報は従来は入手が困難であり、またNASAも全ての情報を公開している訳ではない。

以下には、従来の探査機による直接探査によって知りえた情報はすべて入手出来るものであることを前提として、今後更に調査すべき項目について列挙する。日本としてもデータの自在性のためにも、また将来の有人火星探査のためにも日本独自の探査機による直接探査の必要があるだろう。

1. 3. 1 地形

- (1) 詳細な全体写真地図の作成（特に極地方）。空間分解能 1 m程度。
- (2) 全体的な地形（高度）の調査。地上・地下の起伏の調査。
- (3) 無人・有人宇宙機の着陸地点及び拠点候補地の局地的詳細探査。

1. 3. 2 地質・資源

- (1) 表面の全体的な元素、鉱物の組成分布。
- (2) 元素組成調査。
- (3) 重力調査。
- (4) 表面温度・熱容量調査。
- (5) 磁気調査。

1. 3. 3 水

- (1) 分布と存在量の調査。
- (2) 水蒸気の垂直分布の調査。

1. 3. 4 大気

- (1) 大気の循環の調査。
- (2) 大気の構造。
- (3) 組成。
- (4) 圧力分布。
- (5) 温度の鉛直分布。

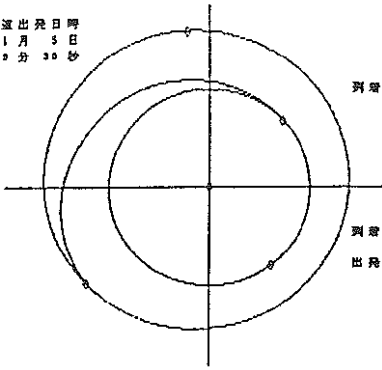
2. 火星への旅

2. 1 火星への軌道

他の惑星へと旅する場合、その軌道は無数に考えられるが、消費するエネルギーが最小となる軌道がとられることが多い。この軌道をホーマン軌道といい、この軌道をとることによって目標となる惑星に最大量の宇宙船を送ることが出来る。

ホーマン軌道とは、地球周回軌道上に近日点をもち、目標の惑星の公転軌道上に遠日点をもつ楕円軌道である。火星への旅においては、地球周回軌道から出発して遠日点に至った時にその位置に火星がある時期を選んで宇宙船を打上げればよい。この時期は、火星と地球の相対的な位置と運動のために、表1. 1に示した火星と地球が接近する時期(衝)の前後に当る。1994年から2005年までに火星に宇宙機を打上げ、ホーマン軌道に乗せるためには図2. 1に示す時期でなければならない。内側の楕円は地球の公転軌道、外側の楕円は火星の公転軌道を示す。地球周回軌道出発時および火星到着時の各々の位置とホーマン軌道を示してある。

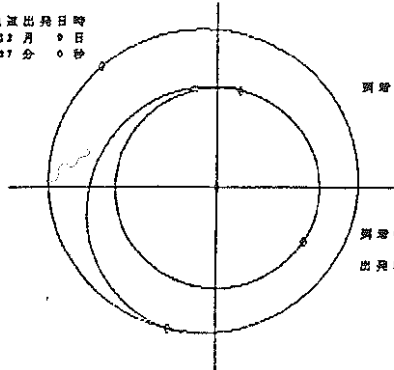
地球周回軌道出発日時
1991年11月5日
21時49分30秒



到着までの日数
TIME=267.211 DAY

到着時の太陽と火星の距離
RMARS=1.377830 AU
出発時の太陽と地球の距離
RE=0.991421 AU

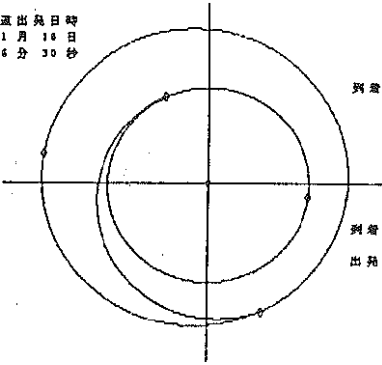
地球周回軌道出発日時
1994年12月9日
0時27分0秒



到着までの日数
TIME=284.609 DAY

到着時の太陽と火星の距離
RMARS=1.498559 AU
出発時の太陽と地球の距離
RE=0.98923 AU

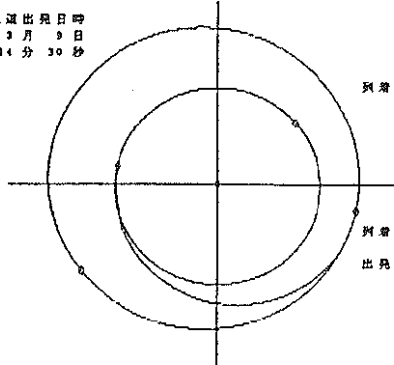
地球周回軌道出発日時
1999年1月16日
14時36分30秒



到着までの日数
TIME=242.427 DAY

到着時の太陽と火星の距離
RMARS=1.415801 AU
出発時の太陽と地球の距離
RE=0.983679 AU

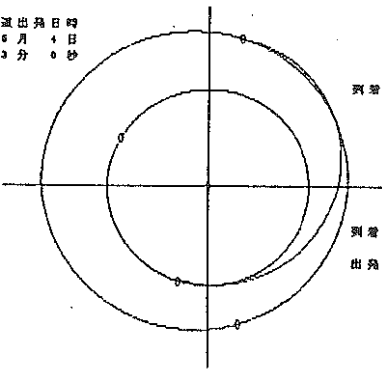
地球周回軌道出発日時
2001年3月9日
18時14分30秒



到着までの日数
TIME=237.759 DAY

到着時の太陽と火星の距離
RMARS=1.384483 AU
出発時の太陽と地球の距離
RE=0.992955 AU

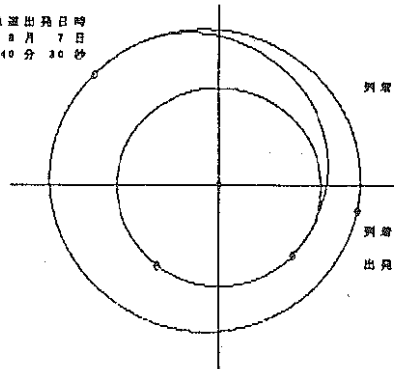
地球周回軌道出発日時
2003年5月4日
16時53分0秒



到着までの日数
TIME=261.372 DAY

到着時の太陽と火星の距離
RMARS=1.539861 AU
出発時の太陽と地球の距離
RE=1.014426 AU

地球周回軌道出発日時
2005年8月7日
10時40分30秒



到着までの日数
TIME=279.655 DAY

到着時の太陽と火星の距離
RMARS=1.956944 AU
出発時の太陽と地球の距離
RE=1.014087 AU

図2.1 火星へのホーマン遷移軌道

2. 2 火星までの軌道計算—必要な増速量 (ΔV)

今回の軌道計算においては、簡単のため、

(1) 地球作用球内においては、地球と宇宙船の二体問題

(2) 地球作用球外は、太陽に対する楕円軌道

(3) 火星作用球内においては、火星と宇宙船の二体問題

として取り扱った。また、作用球外球の半径として、地球については 2.66×10^8 m、火星については 1.27×10^8 m とした (Ref. 4)。

地球周回軌道から火星周回軌道上に宇宙機を投入するとして、次の条件のもとに

2. 1 節で示した打上機会に必要な増速量を計算した結果を表 2. 1 に示す。

- ・地球周回軌道 : 軌道高度 200 km / 円軌道
- ・火星周回軌道 : 軌道高度 379 km / 円軌道 (最終目標軌道)
- ・火星の公転軌道の傾斜角は無視する。
- ・火星遷移軌道はホーマン軌道とする。
- ・ミッドコースマヌーバについては一律に増速量を 200 m/s とする。

表 2. 1 必要増速量

(単位: m/s)

年 度	地球周回軌道から 火星遷移軌道投入	ミッドコース マヌーバ	火星遷移軌道から 火星周回軌道投入
1994	3660	200	2338
1996	3573	200	2785
1999	3490	200	2778
2001	3473	200	2452
2003	3673	200	2399
2005	3807	200	1822

ここで火星周回軌道に投入可能な重量を求めるために次の前提条件を設定する。

- (1) H-II ロケットにより、高度 200 km の円軌道に投入される。この時、ロケットの重量も含め、全体重量を 10 トンとする。
- (2) LE-5A の再着火により火星遷移軌道に投入される。(Isp=450sec)
- (3) ミッドコースマヌーバおよび火星周回軌道への投入にはストアラブルの二液式エンジンをを用いる。(Isp = 320 sec)
- (4) このエンジンは火星周回軌道投入後分離する。

この時、火星遷移軌道および最終的に火星周回軌道に投入される宇宙船の重量は表 2. 2 に示すとおりである (重量的に厳しい見積を行っているの、実際にはこれより多少大きめとなるだろう)。

表2. 2 H-IIロケットによる火星周回軌道投入重量

年 度	火星遷移軌道 投入重量 (k g)	火星周回軌道 投入重量 (k g)
1994	1691	587
1996	1778	545
1999	1862	575
2001	1880	618
2003	1675	565
2005	1548	683

3. 火星周回観測機システムの概念検討

3. 1 火星探査の意義

20世紀末までには地球の低軌道に宇宙ステーションが完成し、宇宙空間での生活が、我が国にとっても身近なものとなる。今後我が国もさらなる宇宙空間へとその活動領域を広げることとなるだろう。それは、地球環境の悪化や人口爆発による他の天体への移住といったネガティブな発想からではなく、新たなる生活空間の拡大といったポジティブな発想のもとに行われるのである。地球低軌道の次は月が目標となるであろう。その次を考えると人類が着陸出来そうな太陽系惑星は火星しかない。

火星に関しては前述した通りアメリカとソ連が数度にわたり実施しているものの、そのデータの入手は一部を除いて容易ではない。また、火星の衛星についても十分な探査はなされていない。将来的にアメリカとソ連による探査計画が予定されており、当然国際協力のもとに火星有人探査は行われることになるだろう。それに先立つ無人探査も、ある程度の国際協力により系統的に実施される必要がある。この無人探査はおそらく次のステップを踏むことになるだろう。

- (1) 火星周回観測衛星による軌道上からの火星探査
- (2) 火星周回観測衛星による軌道上からのフォボス・ダイモス探査
- (3) 火星着陸機による火星表面・大気の探査
- (4) フォボス・ダイモス着陸機による表面探査（(2)に含まれる可能性有り）
- (5) 火星着陸機によるサンプルリターン
- (6) フォボス・ダイモス着陸機によるサンプルリターン
- (7) 火星有人ミッション

日本としては、火星に関する基礎的な情報量がアメリカ・ソ連に比べ圧倒的に少ない現状を考慮すると、現在までの地球観測衛星（海洋観測衛星 MOS-1/-1b、地球資源衛星 ERS-1）、およびADEOSにより培ってきた技術を用いて火星観測衛星を打上げ、火星に関する基礎的なデータを収集してから、その後のプロジェクトを国際協力で行うのが賢明であろう。

3. 2 火星周回観測機の目的

火星ミッションとしてまず実施されるであろう火星周回観測機の目的は、

- (1) 惑星探査技術の確立 : 探査機/打上げ/追跡管制/運用/センサー
- (2) 火星に関するデータの広範囲な入手(日本独自のデータ)
- (3) 国際協力の推進
- (4) 宇宙科学的探査

である。

将来の無人着陸ミッション・有人ミッションのためには、火星表面の詳細な地図および高低図が必要であり、また、有人ミッションの場合には特に火星大気の循環、温度、圧力についてあらかじめ調査しておく必要がある。1. 3節にも示した通り、火星については詳細な調査が未だなされていないため、表面および大気について出来る限りの調査を実施する必要がある。本検討においては、下記の通り、火星周回観測機を、将来の無人着陸探査ミッション、有人探査ミッションのための先駆けとして位置付け、有人探査のための基礎資料ともなりうるだけの火星探査を目的とした下記のミッションを行なうものとする。

- (1) 火星全域について、一火星年にわたる、
 - (a) 表面温度の測定。
 - (b) 大気温度、大気組成、気圧の測定。
 - (c) 上層水蒸気、極冠の調査、測定。
- (2) 火星全域についての、
 - (a) 写真撮影。
 - (b) 起伏調査。
 - (c) 表面物質の組成調査・資源探査。
- (3) 火星周辺の放射線環境の調査。

3. 3 火星周回観測機システムの概要

3. 3. 1 システムの主要諸元

火星周回観測機(MESA: Mars Exploration Satellite)は、2005年打上げ(表2. 2参照)を想定した二機の兄弟衛星(MESA-1およびMESA-2)であり、3. 2節のミッションを分担するものである。2005年の想定打上時期に相前後して打上げ、同時運用を行い、火星に関する基礎データを取得する。また、各種観測機器に関しては、最大限MOS-1、ERS-1およびADEOSの一連の日本の地球観測衛星のために開発されたセンサを改修して用いるものとした。表3. 1に主要諸元を示す。

火星周回軌道に関しては、地球と同様に太陽同期軌道(軌道面と太陽方向がほぼ一定となる軌道)をとることが出来る。図3. 1に軌道傾斜角と軌道高度の関係を示す。

表3. 1 火星周回観測機の主要諸元

	MESA-1	MESA-2
主要 ミッション	火星全域について、 ・写真撮影。 ・起伏調査。 ・表面物質の組成調査・ 資源探査。	火星全域について（一火星年） ・表面温度の測定。 ・大気温度、大気組成、 気圧の測定。 ・上層水蒸気、極冠の調査、 測定。 ・放射線環境の測定。 ・写真撮影。
ミッション 機器	・可視近赤外放射計 ・レーダ高度計 ・蛍光X線スペクトロメータ	・撮像カメラ ・可視熱赤外放射計 ・紫外スペクトロメータ ・マイクロ波放射計 ・放射線モニタ
形状	構体 1.2m×1.5m×1.5m 箱型 太陽電池パネル 2.98m×5.1m 二翼	構体 1.2m×1.5m×1.5m 箱型 太陽電池パネル 2.63m×5.1m 二翼
重量	約 680kg	約 680kg
設計寿命	火星軌道上で1.88年	火星軌道上で1.88年
姿勢制御方式	三軸制御方式 ゼロモーメンタム	三軸制御方式 ゼロモーメンタム
打上げ機	H-II ロケット（二段）	H-II ロケット（二段）
打上時期	2005年7月下旬頃	2005年8月下旬頃
打上場所	種子島宇宙センター	種子島宇宙センター
火星周回軌道	種類 太陽同期軌道 高度 約 379km 傾斜角 約 92.9° 周期 約 117分 降交点地方通過時 TBD	種類 太陽同期軌道 高度 約 379km 傾斜角 約 92.9° 周期 約 117分 降交点地方通過時 TBD

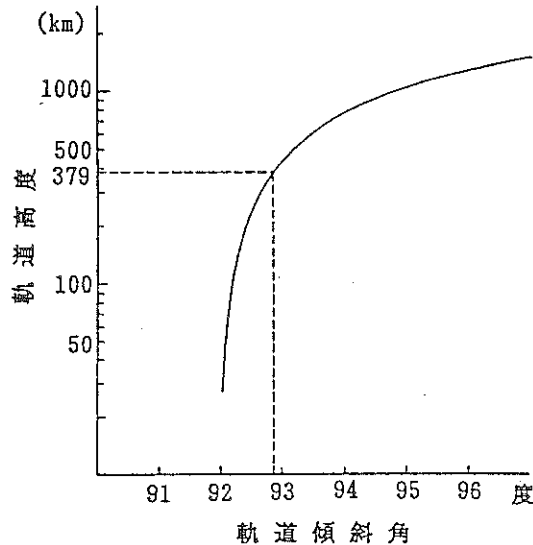


図3. 1 火星太陽同期軌道の軌道傾斜角と軌道高度の関係

3. 3. 2 ミッション機器の概要

表3. 2にミッション機器の主要諸元とミッションについてまとめる。なお、消費電力および重量については3. 3. 3にて述べる。

表3. 2 ミッション機器の主要諸元

ミッション 機器名称	諸 元	ミッション
可視近赤外放射計	観測波長域 Band 1 : 0.48 ~ 0.64 μm Band 2 : 0.60 ~ 0.72 μm Band 3 : 0.71 ~ 0.91 μm Band 4 : 0.71 ~ 0.91 μm (ステレオ視) 走査幅 50 km 分解能 12 × 18 m	表面の状況および地形 岩石、鉱物資源の分布 の調査。 立体視観測による地形図 および鳥観図の作成。
レーダ高度計	周波数 13.8GHz ビーム幅 1.6° 高度精度 ±10cm アンテナ ϕ 1m パラボラ	火星全面の起伏の調査。
蛍光X線 スペクトロメータ	観測バンド 512 ch 観測幅 135 km 分解能 5715 cm^{-1} : 0.3 keV	火星表面、地殻の元素 組成の調査。
撮像カメラ	空間分解能 1 m 以下	火星全表面撮像による 高精度地図の作成。
可視熱赤外放射計	観測波長域 Band 1 0.5 ~ 0.7 μm Band 2 6 ~ 7 μm Band 3 10.5 ~ 11.5 μm Band 4 11.5 ~ 12.5 μm 観測幅 約 313 km (直下点片側)	雲の分布と大気の循環、 地表の温度分布、 上層水蒸気の調査。
マイクロ波放射計	観測周波数 2.3 GHz帯 3.1 GHz帯 観測幅 約 133 km	大気中の水蒸気量調査、 極冠の調査。
紫 外 スペクトロメータ	T B D	火星大気の組成、濃度の 測定。
放射線モニタ	T B D	火星周辺および遷移軌道 上での宇宙線強度の時間 的、空間的変化の測定。

3. 3. 3 重量および電力配分

MESA-1およびMESA-2の重量および電力配分を表3. 3に示す。

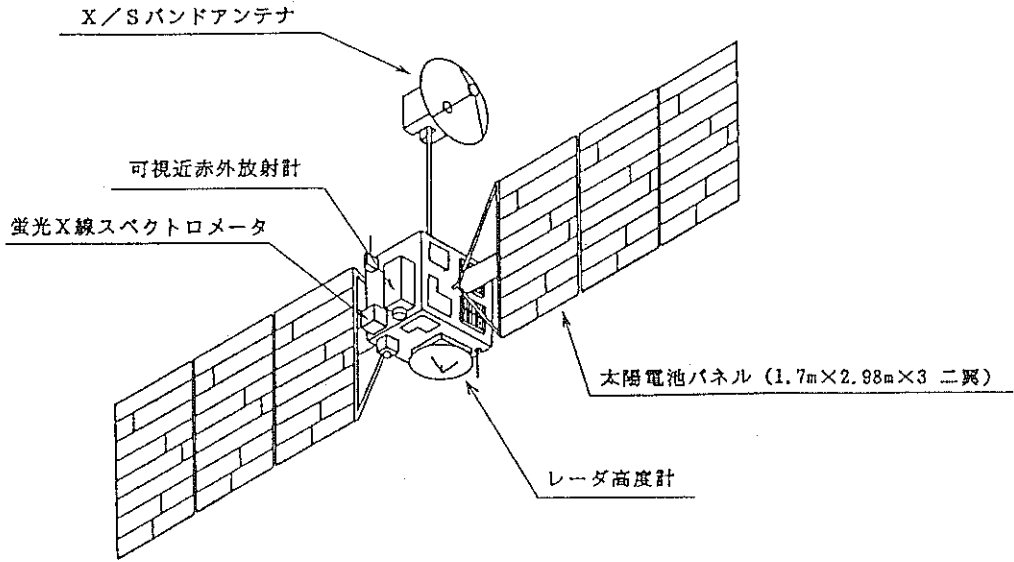
表3. 3 電力および電力配分

		MESA-1		MESA-2	
		重量(kg)	電力(W)	重量(kg)	電力(W)
ミ ッ シ ヨ ン 機 器	可視近赤外放射計	72.5	130/100	-	-
	レーダ高度計	25.0	35	-	-
	蛍光X線スペクトルメータ	15.0	16	-	-
	撮像カメラ	-	-	15.0	20
	可視熱赤外放射計	-	-	30.0	45
	マイクロ波放射計	-	-	50.0	60
	紫外スペクトルメータ	-	-	20.0	15
	放射線モニタ	-	-	5.0	5
	小 計	112.5	181/151	120.0	145
バ ス 機 器	通信データ処理系	37.2	65	37.2	65
	ミッションデータ伝送系	35.6	99	35.6	99
	電源系	83.1	15	83.1	15
	太陽電池パネル系	102.9	6	96.8	6
	姿勢軌道制御系	90.9	70	90.9	70
	ガスジェット系	21.8	45	21.8	45
	熱制御系	23.0	25	23.0	25
	構体系	70.0	-	70.0	-
	計装系	70.0	3	70.0	3
小 計	534.5	328	528.4	328	
衛星ドライ重量		647.0	-	648.4	-
推 薬		20.0	-	20.0	-
バランスウエイト		6.0	-	6.0	-
マージン		10.0	-	8.7	-
衛 星 総 計		683.0	509/479	683.0	473

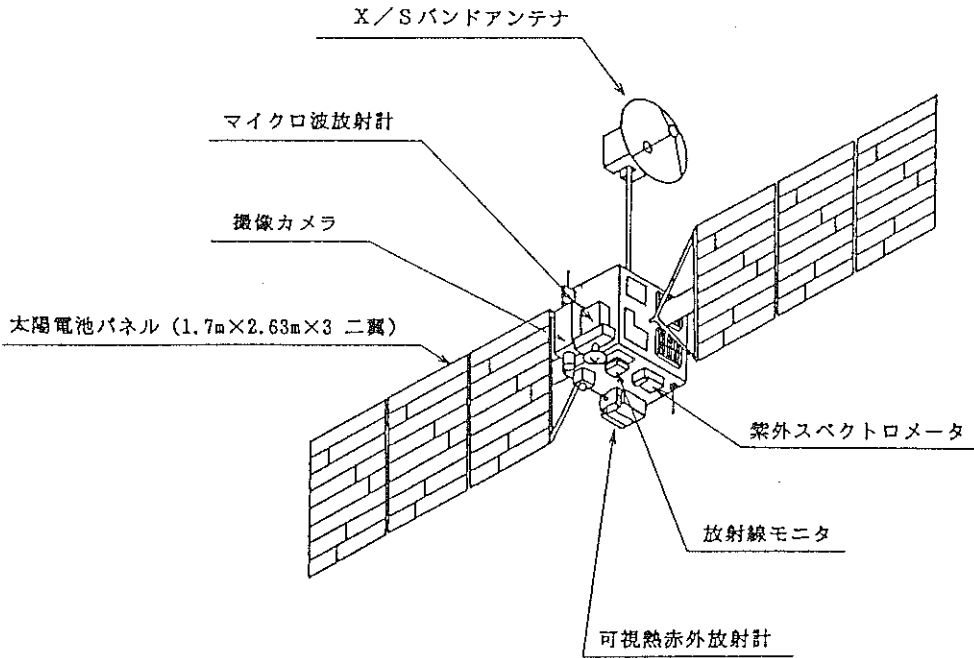
3. 3. 4 システムコンフィギュレーションおよびシステム構成図

MESA-1およびMESA-2の火星周回軌道上のコンフィギュレーションを図3. 2に示す。

また、システム構成図を図3. 3に示す。



MESA-1 (主ミッション：地表探査)



MESA-2 (主ミッション：大気探査)

図2.1 システムコンフィギュレーション

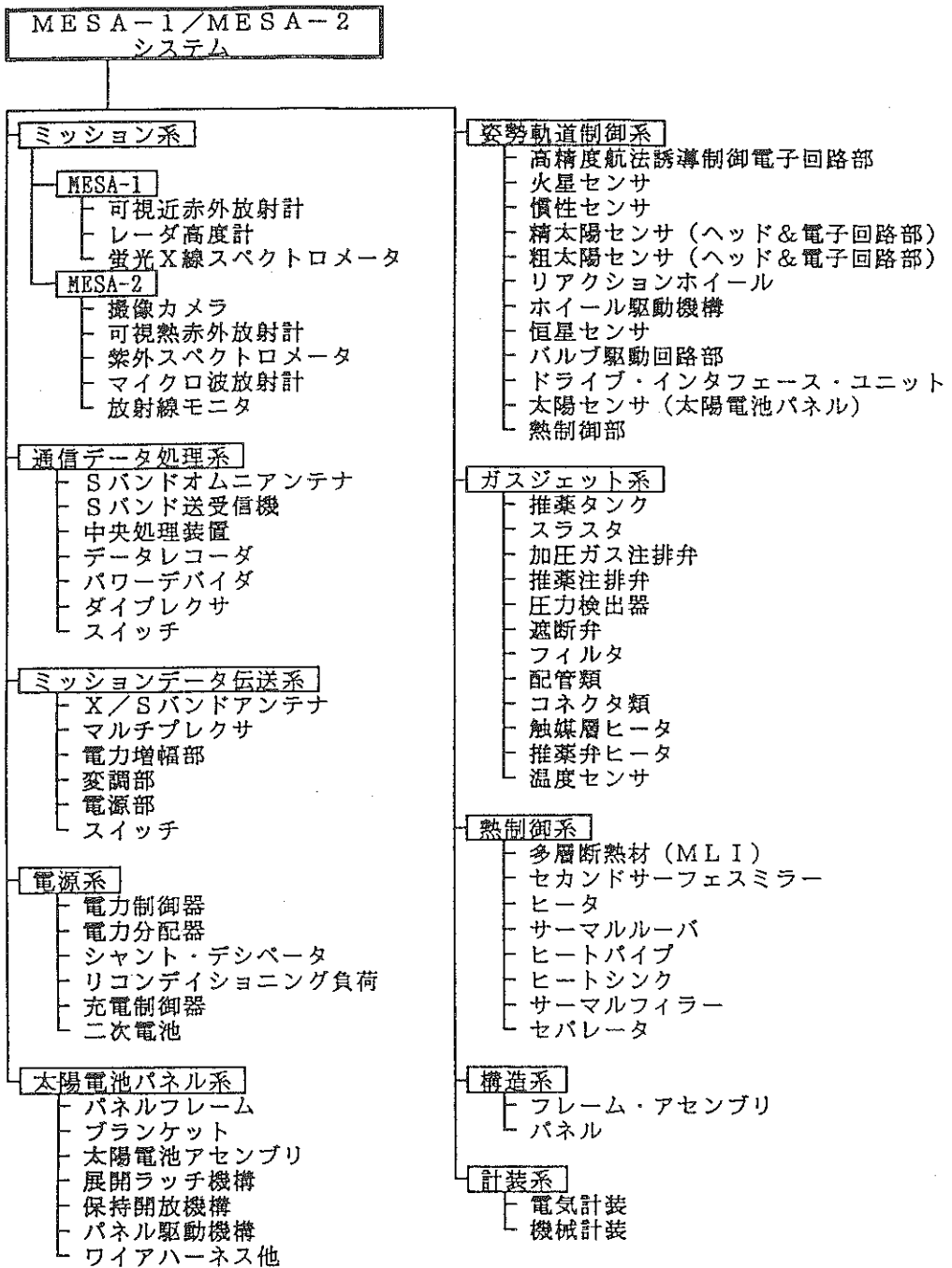


図 3. 3 システム構成図

3. 3. 5 サブシステムの概要

サブシステムの概要（ミッション系を除く）について以下に述べる。

(1) 通信データ処理系

通信データ処理系は地上局とSバンド回線により、各種コマンドの受信ならびに衛星のテレメトリを送信するとともに、レンジング信号の中継を行なうものである。その主な機能は以下の通りである。

- (a) 地上局からの実時間／遅延コマンドの受信／復調／解説／処理／分配
- (b) テレメトリデータの収集／編集／記録
- (c) 実時間／記録再生テレメトリデータの変調／送信
- (d) 衛星時刻の発生／分配／更新
- (e) レンジング信号の中継
- (f) その他

衛星初期捕捉から地球近傍軌道上ではオムニアンテナによる送受信を行なうが、その後はXバンドとの共用パラボリアンテナによる送受信に切り換える。

(2) ミッションデータ伝送系

ミッションデータ伝送系は、ミッション機器からのデータを編集し、Xバンド回線により地上局にリアルタイム・データを送信するものである。送信アンテナは直径1.5mのパラボリアンテナであり、最大60Mbpsのビットレートでデータ伝送を行なうが、宇宙科学研究所臼田宇宙空間観測所の直径6.4mパラボリアンテナを使用した場合、送信機出力25Wで回線が成立する。

(3) 電源系

電源系は、非安定電源バス方式を採用する。日照時には電力制御器・シャント・充電制御器によりバス電圧を安定化制御し、各サブシステムのコンポーネントに供給する（レギュレートバス方式）とともに、余剰電力によりバッテリーの充電を行なう。日陰時はバッテリーから直接各コンポーネントに供給するフローティングバス方式をとる。

バッテリーは35AHのNi-Cdバッテリーを直列に20個接続したものを二式用いる。

(4) 太陽電池パネル系

太陽電池パネル系は、軌道上にて太陽光を受光することにより電力を発生し、衛星に供給するもので、軌道上展開機構、発電機能、太陽追尾機能および電力伝達機能を有する。

太陽電池は薄型Siセルを採用し、MESA-1で約32,640枚、MESA-2で約28,890枚のセルがCFRPスキンのセミリジッドパネル上に実装されている。

(5) 姿勢軌道制御系

姿勢軌道制御系は三軸ストラップダウン・ゼロモーメンタム型姿勢制御方式をとる。主な機能は以下の通りである。

- (a) 姿勢捕捉機能

- (b) 遷移軌道上定常姿勢制御機能
- (c) 火星周回軌道上定常姿勢制御機能
- (d) 軌道制御機能
- (e) 太陽電池パネル駆動制御機能
- (f) セイフティ制御機能

(6) ガスジェット系

ガスジェット系は、姿勢軌道制御系からの制御信号を受けて、スラスタから所定の推力を発生し、衛星の姿勢及び軌道を変換する。

(7) 熱制御系

熱制御系は、受動型熱制御素子（多層インシュレータ、熱制御ペイントなど）と能動型熱制御素子（ヒートパイプ、サーマルルーバ、ヒータ）を併用して、衛星本体及び各コンポーネントを所定の温度範囲内に制御する。

(8) 構体系

構体系は、フレームとパネルにより、各サブシステムのコンポーネントを支持／組み付けし、打上げ時及び火星周回軌道投入時の加速度及び衝撃に耐える強度及び剛性を有するものである。

4. 終わりに

日本が現在有する技術によりシステムを構成し、その実現性に関して検討を行なったが、火星探査に関する世界的な関心の高まりに対し日本が応えるためには、さらに小型軽量・高性能・小電力のバス機器・ミッション機器の開発が必要であると考えられる。今後は軌道計画の詳細化を進め、国際協力を前提とした火星探査の全体計画も含め検討を進めていきたいと考えている。

5. 参考文献

- (1) 理科年表 1989年版 (丸善)
- (2) 火星 探査衛星写真 (朝倉書店)
- (3) The Surface of Mars (Yale University Press)
- (4) 宇宙航行の数学 虎尾正久著 (森北出版株式会社)
- (5) マイコンによる天体観測シミュレーション入門 三浦雅之著 (HBJ出版局)
- (6) The Mariner 6 And 7 Pictures of Mars NASA SP-263
- (7) Mars Observer : Mission W.I.Purdy AAS 86-164

国産通信衛星へのみちのり (1)

森本 盛

1970年頃、日本の宇宙技術は米国にくらべて20年遅れといわれていた。そこで少しでも追いつこうと努力して、やっと静止通信衛星を自力で作る力がついてきた。嬉しいと思うまもなく、米国から横槍がはいった。30GHzという高い周波数の電波を、米国に先んじて使ったことが先進国の威信を傷つけたのだろうか？ それとも打ち上げに失敗のない事実が、恐ろしいという印象を与えているのであろうか？

それはともかくとして、20余年の間のR&Dはどのようなようであったか。着手してから実用に供されるまでに、トランスポンダ（衛星に乗せる電波の中継器）は11年、衛星に乗せるアンテナは10年、TDMA（デジタル通信の一つの方法）は何と、14年等々…… 耐え忍ぶことを要求されたR&Dであった。これらについて、私に関わったことの記憶をメモにしてみようと思った。その時点で“宇宙先端”であったことの歴史として……

第 1 章 キ ッ ク オ フ

（高速デジタル衛星通信への挑戦）

日本で最初に衛星によるテレビ中継実験を行ったのはRRL（郵政省電波研究所）である。1963年、米国の打ち上げたりレー衛星（註1）を經由して、カルフォルニア州ゴールドストーン局（NASA）から送られてきた電波を、茨城県鹿島の衛星通信実験所で受信した。はじめに、あまり上手でない日本語のタイトルがうつり、つづいてところどころにジョシュアツリーが生えた砂漠の景色がうつった。（ゴールドストンの近くの風景）。そして次に送られてきたのが“ケネディ大統領暗殺”という新しくショッキングなニュースであったことは記憶に新しい。

1964年には、KDD（国際通信電話株式会社）が、やはり米国の打ち上げたシンコム衛星を使って、日米間の衛星通信リンクを完成し、インテルサット（国際衛星通信機構）の一員への基盤を築いた。1964年の東京オリンピックのテレビ映像は、このリンクを通じて米国・ヨーロッパ等に同時中継された。短波無線通信のようなフェージ

ング（音が大きくなったり消えたり変化する）がなく、海底ケーブルよりはるかに多くの情報が送れるので、衛星通信の出現は当時の国際通信にとって画期的な出来事であった。

1966年夏になって、NTT（当時日本電信電話公社＝電電公社といていた）も重い腰をあげ、衛星通信の研究をはじめることになった。そのとき、研究室新設の準備グループに加わって以来、私は宇宙と関わりをもつことになった。

それまで、国内通信用としては地上のマイクロウェーブシステムに比して2桁以上もコスト高であるというので衛星通信はとりあげられなかったが、技術の急速な進歩をみて、予測できない可能性に対して準備しておこうというわけである。技術局のH・D無線部門調査役（わかりやすく表現すれば無線技術開発課長という感じである）が、K・K技師長（NTTでは技術長はただ一人で、技術系の全社の人事・方針に関する権限を握っており、自質的な総裁補佐であった）と相談された結果によるものである。

1967年1月、20名強で衛星通信研究室が発足した。初代室長は前述のH・Dさんである。そして、かねてからの主張であったPCM-TDMA衛星通信実験（註3）を1968年に実施するという指令がでた。当時PCM（パルス符号変調）はデジタル通信技術の最先端であり、これを地上マイクにウェーブシステムに使う目的で、その2年前に研究室が設けられて、既に研究がかなり進んでいた。これにTDMA技術を加えて、衛星通信独特の実験をするのが狙いである。TDMA（時分割多元接続）とは、沢山の地球局から衛星に向けて電波をコマギレにして（断続して）発射し、それが衛星にとどいた時に時間的に順序よく並ぶように制御する通信方法であり、技術レベルの高さを内外にデモンストレーションする格好のテーマであった。

そこで室員総がかりで研究企画書を作成した。その趣旨は、PCM-TDMA装置を試作し、マイクロ波帯の地球局を建設し、NASAの実験衛星（ATS-1）を借用して、日米間衛星通信実験を行うというものであった。これを研究所の最高会議である所議にかけたところ、地球局の部分を削除して承認された。地球局の削除は、「マイクロ波帯（4/6GHz帯）の地球局は既にRRL及びKDDで建設されている。我々はまだ世界に無いものの実現にリソースを集中して、効率的な投資をすべき」という企画調査室T・M室長の意見によるものである。対応策として、RRLの地球局

を使わせていただく方針で折衝が進められ、共同研究の形で実現することになった。

TDMA技術の研究とPCM-TDMA装置の試作は、無線PCM研究室から移ってきた専門家S. Kさんをリーダーとするグループで進められた。

ここで話は主題のPCMからちょっと外れるが、私自身はPCMの素人なので、初めのうちはKaバンドの全体システムについて考えをめぐらせることになった。さきに出たコスト高の打開策として、一つの中継器で中継する情報量を増やさなくてはならない。それには衛星のアンテナ利得を増やすのが効果的である。幸いKaバンドは波長が短いので、アンテナをさほど大きくしなくてもこれは実現できる。直径3mもあれば満足できる値になる。しかし、ここで問題になるのはアンテナ・ビーム（電波を鋭く絞って送る角度の幅）が 0.3° という鋭いものになることである。一つには、静止衛星（高度約4万Km）からみても関東地方程度の広さしかカバーできない。ただし、これはマルチビームという方法で電氣的に解決できる（少しづつずれたビームを沢山出せるアンテナを作って全体として広いエリアをカバーする）。

より深刻な問題は、衛星が 0.3° フラフラするとアンテナビームが目的のエリアから外れてしまうということである。当時最新だったインテルサットⅢ号は 18° のビーム幅だったので、このような心配をする人はまだいなかった。

この答えを求めて検討を開始したが、電気エンジニアと電気設備しか無い研究所でダイナミックスの研究をするのはどう考えても得策ではない。そのときヒラメイタのが、スペースダイバシチ技術と地球局のアンテナ追尾技術である。前者は、電波が到来する方向にアンテナビームの方向を追尾し（電氣的に）、常に最大受信電力を得る方法であり、後者は機械的に追尾する方法である。衛星の場合も、衛星全体を精密に制御してアンテナをサービスエリアの方向に向ける必要はない。アンテナのビームだけが電波の到来方向に向けばよい…… ということで特許を3件ばかり出願し、審査をパスした。このアイデアはちょっと早すぎて、NTTシステムが実現するまえに特許がきれてしまった。しかし後で述べるように、インテルサット衛星に寄与した。またBS-2に対して実施料を請求できる内容だが、故あって沈黙を守った。

1968年2月、PCM-TDM実験の米国派遣隊のNTT総代という内命を受けたところで話が再びPCMに戻る。

実験は、試作したPCM-TDMA装置を、RRLの鹿島地球局とNASAのST

DN局（衛星追求・データ送受網）2局，合計3局に搬入し，衛星経由で3局を結んで行い，5月から約半年の計画であった。私が行ったのは，カリフォルニアのゴールドストーンにあるモハービSTDN局で，RRLからはF. Iさんが来られた。

宿泊地はバーストウ。ロスアンジェルスとラスベガスの中程に位置する。ロスアンジェルスから1時間も走ると，あとはラスベガスまで全部砂漠である。野兎，亀，ガラガラ蛇，サソリ等に会えた。STDN局まで毎日約80Kmの通勤で，途中はもちろん砂漠である。30Kmほどのエリアに地球局が4局あり，最大のアンテナをもつマース局はアポロ等で使われた局で，アンテナ直径70mである。

STDN局でNASAの職員は所長と秘書の2人だけで，あとは約100人のベンディックス運用会社の職員が，3班に分かれてシフト勤務を行っていた。我々の実験にも3名の人が協力してくれた。その中の1人，Nickさんの奥さんは日本人で，いろいろと助けてもらった。

実験は日本から新技術をもちこんで行うので，NASA側も勉強になるので最大限の協力をしてくれ，非常に良いムードであった。幸いに機器の方も3局とも大きな故障もなく，順調にスケジュールを消化することができた。

日本の社会との違いを感じたことは，文書がないと動かないこと。その反面，レンタカーやホテルは口頭でNASAの仕事というだけで割りしてくれる。公共の乗物があまりなく，日本の田舎より不便であったこと。子供に対する母親の躰けが何倍も厳しいことなどである。また自然の大きさは体で感じないとわからないと思った。立派な道路に「この先 200 Kmはガソリンスタンドがありません」という札が立っているのには恐ろしさと開拓時代の人の度胸のよさを感じた。住む人の精神構造が違ってあたりまえと思った。

実験の合間を見つけて，HAC（ヒューズエアクラフト社：インテルサット衛星等のメーカー）を訪れた。目的は2つ。ひとつは，前述の衛星アンテナビームの向きを制御するアイデアが日本で不評であったので，米人の意見を聞いたかったこと。もうひとつは衛星のダイナミクスを分析した資料をチェックしてもらいたかったことであるが，こちらはなかば諦めていた。

HACでは当時，インテルサット-IV号衛星の製造に着手したところだったので，それが説明の中心であった。その中に「アンテナを大きくして沢山の情報を送る」と

いう大変嬉しい一節があった。そこで「アンテナを大きくするとビームが鋭くなり、衛星の姿勢が変動したときにサービスエリアがズレて困らないか？」と質問してみた。彼等はキョトンとしていた。図を書いて説明してやっと「ナルホド」ということになった。「対策は？」ときたので「ある」と答えたら、「迷惑でなければ教えてほしい」ということになり、我々の構想を説明した。何と「あなたの示唆と良いアイデアに感謝します」という反応であった。

このようにして、ひとつめの目的は予期しないかたちで最高の結果を得てしまったので、アツカマしく「衛星ダイナミクスの専門家とdiscuss させていただきませんか？」と聞いたら、「お受けします、別な日に一日アサインしましょう」と跳び上がるような返事が返ってきた。そのあと鄭重な扱いをうけ、ウィーロン博士（静止衛星の発案者）に会わせてもらったり、食事をご馳走になったり、自分の手をツネってみたいような一日であった。

その後暫くたって、インテルサット-IVのパンフレットを手にする機会があった。そこには「アンテナビームを東西／南北に制御できる」とちゃんと書かれていた。

この出来事は、私に自信（自惚れ？）をつけさせてくれた。そして着想はガメツサから得られると感じた。ただし、蓄め込むガメツサではなく（知識を）、持っているものを少しでも多く使って何とかしてモノにしてやろうというガメツサである。使いものになるオリジナリティは、自分達のレベルが高いところを、如何にうまく活用するかにかかっている。連想の智恵とでもいうのであろうか。零から新しいことを考える方がやさしいが、これが使いものになった例は残念ながら知らない。充分専門家になって、型破りなことを考えるのは難しい。難しいから良い発想になるのであろう。勤と智恵のレベルが高いからであろう。ただR&Dの環境について気になったのは、日本で管理色の濃いR&D組織の場合、0.5歩進んだアイデアは認められても、3歩進んだアイデアは抑えつけられてしまう傾向が強いことである。その方が投資回収率は確かに高い。反対に3歩進んだアイデアが実現できるのは、あまりウルサク管理しないところのように思う。しかし成功確率は極端に低くなるので、ヒラキナオリが必要である。

私自身勉強になったことは、“経験しないことは理解できない”ことである。言葉では理解していても、実態は程遠いと思うべきである。躰け、文書社会、大きな自然、

井の中の蛙，百聞は一間に如かず。

1967～1968年の成果は，地上のマイクロ波システムでも未だ実験段階であったPCM（デジタル通信：註3）を衛星通信で実現したうえに，TDMA（時分割多元接続：註3）の可能性まで実証できたことである。私個人としては，衛星用マルチビームアンテナのビーム指向制御のアイデアが，日本では不評でも，米国で採用されたという一つの社会実験をしたことである。

（註1）リレー

米国NASAが打ち上げた通信衛星。3時間で地球を一周する楕円軌道をまわり，重量78kg。1963年11月に米国からテレビ画像が送られてきた。

（註2）シンコム

世界で初の静止衛星。静止衛星とは，地球の自転と同じ方向に，同じ速さで赤道の上を回る衛星。自転と同じなので，地球上の人間から見ると静止してみえる。

したがって，間断なく連続して通信ができるのが特徴。これが通信・放送・気象衛星の実用化に拍車をかけた。

赤道からの高さは35,800km。地上からみた仰角は，真下で90°。そこから緯度・経度が離れると，その角に比例して低くなり，90°離れると地平線にかくれて見えなくなる。重量39kg。打ち上げは1964年。

（註3）PCM-TDMA

正しくは，PCM-TDM-PSK-TDMA。パルス符号変調-時分割多重化-位相シフトキーイング-時分割多元接続のこと。PCMは代表的なデジタル通信。人の声やテレビ画像は，連続した電気信号であらわせる（アナログ信号）。

これを1（ある）か0（ない）かの2値の符号で表したものがデジタル信号である。変換の方法は，アナログ信号のある瞬間の電圧を測定し，その値が最大値の1/2より大なら1，小なら0と判断する。つぎにその半分（1/4 または3/4）より大なら1，小なら0とする。さらにその半分……と細分してゆく。電話等は，7回判断して，

$(1/2)^7 = 1/128$ の精密さで表現できる。これを7個のパルス（電圧をある間隔で短時間送り出したもの）のある／ないに置き換えたものを7ビットPCMという。

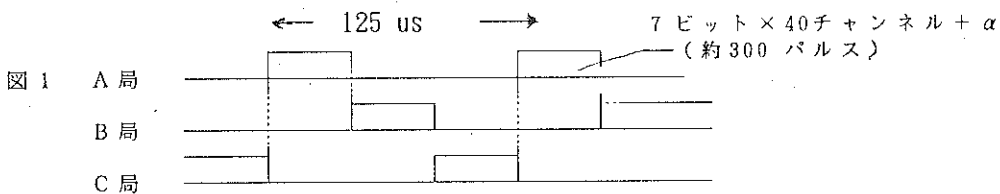
TDMは、一本の電線の上に沢山の信号を送りこむ方法で、まずパルスの間隔を縮める。例えば1/10に縮めると、残りの9/10は空き時間になる。ここに別の9つの信号を順に並べると、10チャンネルのTDMができる。

実験では、電話信号を7ビットのPCMにし（56kビット/s）、120チャンネルTDMしたので、約7,000 kビット/sになった。

PSKは、PCM-TDM信号を電波にのせる方法のひとつである。実験では70MHzのPSK変調器を用いた。この回路は、“1”のときは発振器の出力をそのまま出力し、“0”のときは位相を180°切り替えて出力するものである。

70MHzは、6,000 MHz（6GHz）に変換して、進行波管増幅器で1kw程度に増幅され、送信される。

TDMAは、ひとつの電波の周波数で沢山の地球局の間の通信を可能にする方法であり、最も特徴ある衛星通信の方法である。今回は120チャンネル分の時間を3局に等分に割当てた。電話信号の場合、125 μs（マイクロ秒=1/10⁶秒）のくりかえしで情報を送るので、各局約40μsずつである。

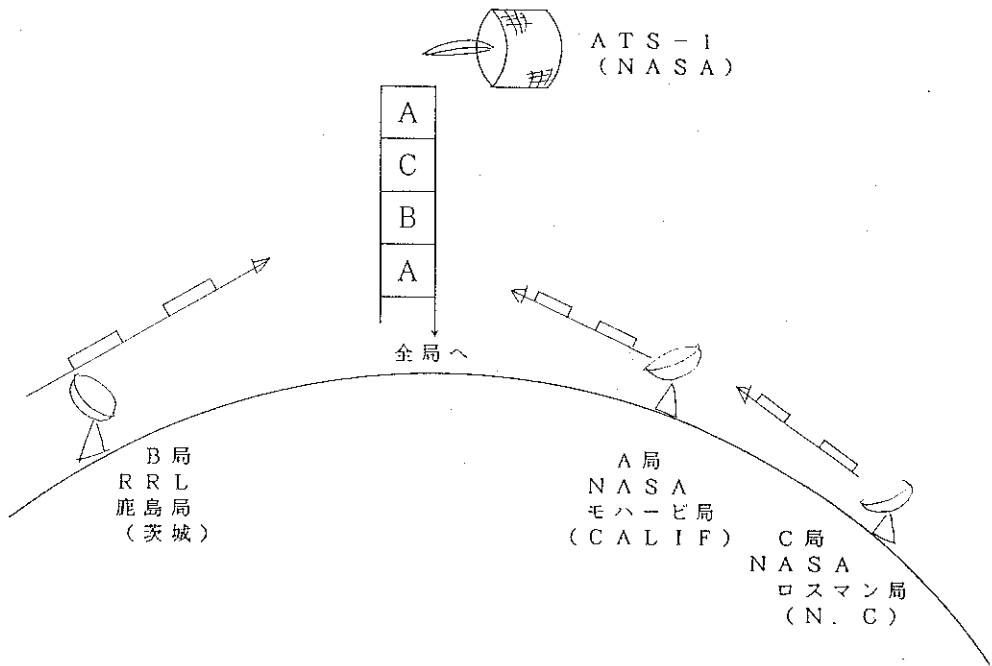


そして図1のように、各局は与えられた時間だけ電波を送信する。この中にそれぞれ40チャンネル分の情報が入っている。各局は送信波が衛星の受信器に入るところで、ぶつからないように送信時間を調整する。各局から衛星までの距離はそれぞれ異なり、また時々刻々変化するので、自動制御系が必要である。ATS-Iは静止衛星であり、地上から電波が往復する時間が約0.3秒なので、制御ループの応答速度はき

わめて遅い。幸い位置変化も24時間周期のゆっくりしたものなので支障はない。

送信のシーケンスは、最初にA局が送信し、次にB局が送信する。B局は衛星から送り返されてくるA及びB局の信号を受信・復調し、A局とB局のつなぎ目の部分の符号配列を監視しながら、送信時間を少しづつずらせる。符号配列が約束の形になったとき送信時間を固定する。次にC局も同じ操作を行う。全局の送信時間が固定されて通信開始になる。各局は受信された信号から必要なものを取り出す。

図2 TDMAの概念図



***** I A S A ニュース *****

来る7月10日(火)18時から、中退金ビル8階大会議室にて第五回宇宙先端活動研究会年次総会及び記念講演会が開催されました。

年次総会については、事務局から1989年度活動報告及び会計報告がなされ承認されました。引き続き、1990年度活動計画及び予算案が審議され承認されました。

記念講演として予定通り、NATURE特派員チャールズ・モーガン氏から「火星のテラフォーミング」と題して、惑星改造の講演がありました。

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(1989年6月～1990年5月)

会誌 無料(1989年7月号～1990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

今年は空梅雨。夏の水不足が心配されている。数年毎に繰り返される渇水騒動。お天気が頼りの我らの生活。こんな騒動も小型の台風が一つ来れば解決。そして、騒動をすっかり忘れて、何もなかったかのようにいつもの生活へ。喉元すぎれば、・・・何の対策も無し。忘れ易い国民性はこんな気候風土から生まれたのでしょうか。

今年は緊張緩和の年。去年の激動から、新しい秩序が作られようとしています。でも、喜んでばかりいられるのだろうか。見方を変えれば、大国間の冷戦構造から、西洋の大国同士が手を結んで、小国あるいは異端（西洋から見た異端、東洋、第三世界など）を抑え込む構図が出来ようとしているのではないか。日本が標的にされはしないか。私は、心配している。宇宙から、見張ろう。

ところで来年は・・・？。鬼が笑っている。（長）

宇 宙 先 端	第 6 卷 第 4 号	頒 価 1000 円
平 成 2 年 7 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。