

レーダによるM-3Cロケットの軌道追跡 及びデータ処理結果

浜崎 襄二* ・水町 守志・市川 満・関口 豊
座間 知之** ・鳥海 道彦・前田 行雄・松井 正安**
豊留 法文

1. はじめに

M3CロケットはM4Sロケットに続いて、主として打上げ軌道の精密化のために開発された。即ち、第2段ブースタ(B22)には燃焼中の推力方向を制御するためのTV-C装置が搭載され、推力方向は予め設定されたプログラムに従って制御される。更にプログラムに設定された姿勢角は、地上局でのロケット航跡の追跡結果から算定された値だけ若干の修正が加えられる。また最終段(メイン)打出し方向についても同様な修正が加えられる。これらの修正はレーダを用いた電波誘導(ラジオガイダンス)によって実行される。

この電波誘導は鹿児島宇宙空間観測所内、宮原レーダセンタにある司令制御精密レーダ(略称、精測レーダ)の測距、測角のデータを使用してロケットの飛翔径路をオンラインで予測しそれをもとに軌道修正用コマンドを精測レーダの電波(5.6GHz)を使用して送出しこれにより誘導するものである。このシステムが開発されたことにより、地上系ではコマンドコンソール等、また搭載機器においては回線の向上ということによりアンテナの改良、アンテナ切換器を新たに搭載するとともにトランスポンダ、コマンドデコーダ等の改良も加えられている。なおこれらの詳細については文献1, 2等にゆだね、本文では主にM3Cロケットの追尾結果及びこれらのデータを使用して後処理を行ない、これによりロケットの速度、加速度の大きさ及びこれらの方向等を得た結果を報告する。

2. M3Cレーダ系搭載機器

1) トランスポンダ, デコーダ

M3C型ロケットにおいてレーダ関係の搭載機器は、M3C-1~3号機とも2段目計器部にLバンドのトランスポンダ(RT-1)とCバンドのトランスポンダ(RT-2), コマンドデコーダ(CM-DEC), アンテナ切換器等を搭載している。それぞれのトランスポンダの規格は第1表に列記するがこれらの構造回路等詳細については文献1に掲載してある。

2) アンテナ(アンテナ切換器)

第1図にM3C搭載アンテナを示す。第1図(a)はRT-1用セミ型アンテナでこれはM

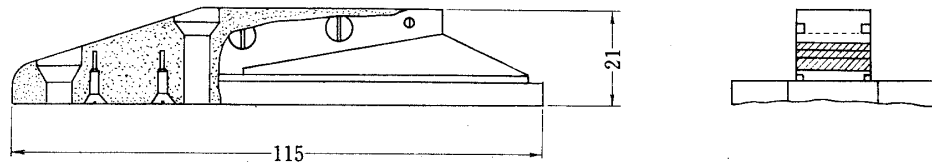
* 宇宙航空研究所研究担当

** 東京大学生産技術研究所

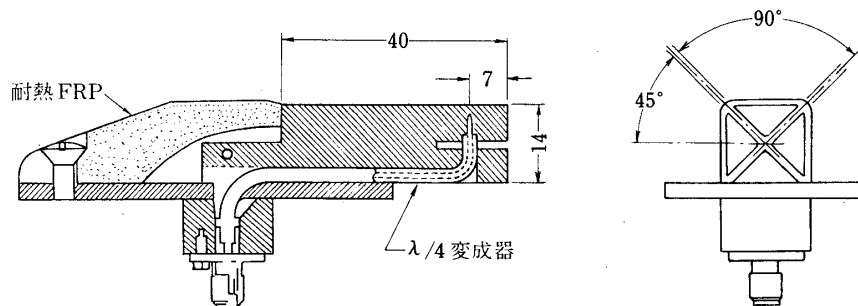
第1表 各トランスポンダの規格

規格項目	RT-1	RT-2
受信周波数	1687 ± 2 MHz	5586 ± 3 MHz
送信周波数	1673 ± 2 MHz	5636 ± 3 MHz
送信出力 (p-p)	100 W	400 W
送信パルス幅	1.0 ± 0.5 μs	0.9 ± 0.1 μs
受信感度	-70 dbm 以下	-70 dbm 以下
外形寸法 W-H-L	112-100-159 mm	150-122-126 mm

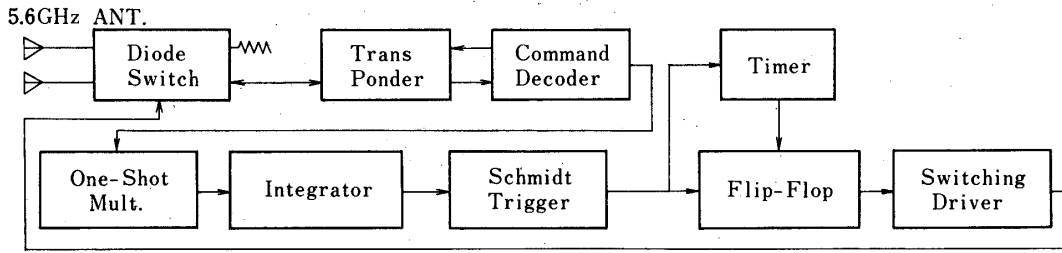
S型ロケット搭載用と同じものである。第1図(b)には、RT-2用アンテナを示す。これはM3C用に改良されたものでM4S-4号機に始めて搭載され良好であったのでM3C型においても使用している。RT-2においては、ラジオガイダンスを行なうため回線のS/Nの確保に力を入れ第2図に示すような切換方式を採用している。スイッチング回路としてはストップラインにより第3図の様なスイッチング回路を構成している。これらのアンテナは第4図に示すような位置(2段目計器部)に取付けられている。ここには他にテレメータ係等合計22本のアンテナが取付けられているがここにはレーダ関係のアンテナだけをぬきして示す。



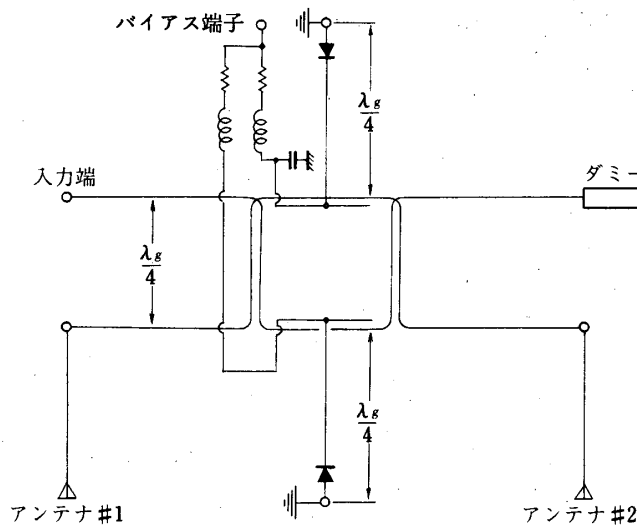
第1図(a) M3C 1.6 GHz (RT-1) 用搭載アンテナ



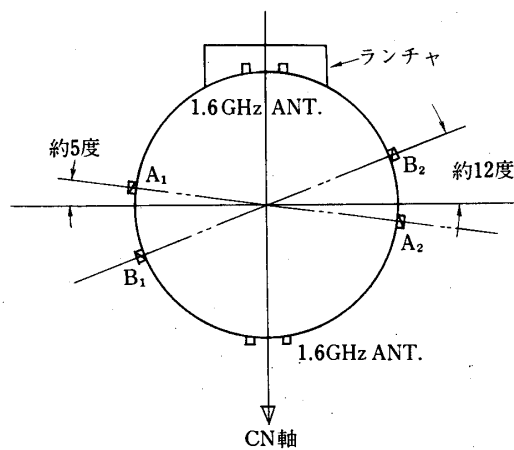
第1図(b) M3C 5.6 GHz (RT-2) 用搭載アンテナ



第2図 M3C 5.6GHz レーダ (RT-2) 関係搭載機器構成図



第3図 M3C 5.6GHz アンテナスイッチの回路構成



A₁, A₂ M3C-1,2号機5.6GHz ANT.
 B₁, B₂ M3C-3号機5.6GHz ANT.

第4図 M3C レーダ搭載アンテナ配置図

3. 追尾概要

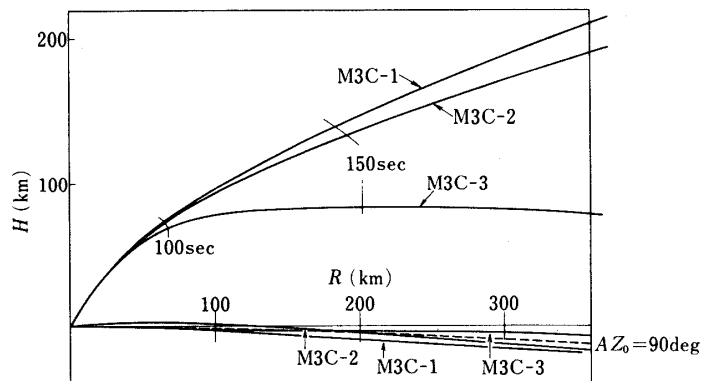
1) B 1, B 2 の飛行概要

大きく軌道をずらしてしまった M3C-3 号機を別にすると M3C-1, 2 号機とも正常に飛行している。第 5 図には初期軌道を示してあるが、80 秒付近までの B 1 の飛行では R-H 面では 3 機ともほとんど差がなく上昇しているが、1 号機は予定コース (EL=76.5°) より 3 度ほど上のコースを取り B 2 点火に至っている。又 M3C-2 号機も予定コース (EL=76.5°) より 1 度ほど上のコースをとっているので M3C-3 の予定コース (EL=77.5°) にのって 3 機とも上昇している。B 2 に入ると 1 号機はさらに上昇し EL=77.5° のコースを維持するが M3C-2 号機ではラジオガイダンスによりほぼ予定のコースへ誘導されている。M3C-3 号機は B 2 において大きく軌道はずれて最終段点火に至っていない。また A-φ 面ではそれぞれ予定コースが異なっているので一見してはわからないが M3C-1 号機は南に 2 度ほどふっているが、M3C-2 号機では予定コース (AZ=92°) を飛行している。

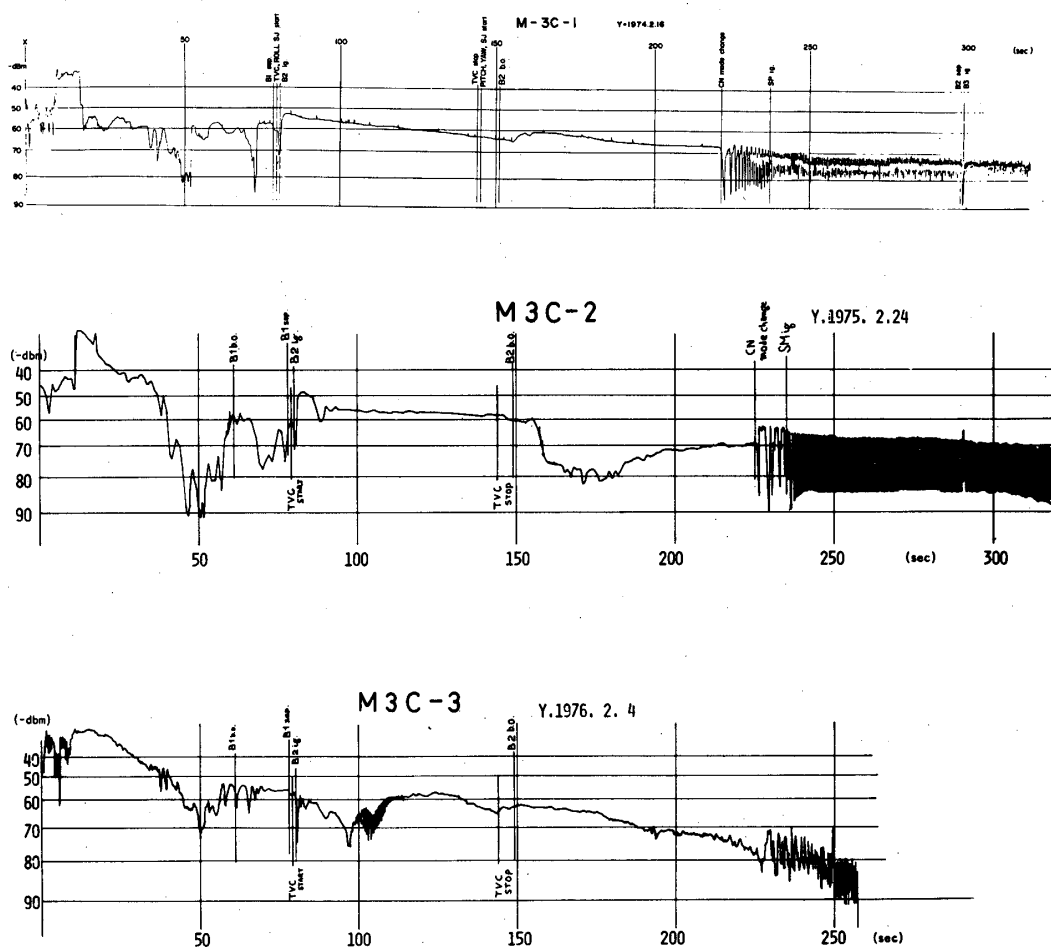
2) 受信概要 (RT-2) について

レーダとロケットが発射時において比較的近距离 (2 km) にあるのと地形的状況 (レーダセンターから見てロケットの背面に山を有している。) によりオンランチャーより自動追尾するのは懸念を有するので光学追跡 (オプティカルトラッカー) を使用して初期捕捉している。M3C-1~3 号機では、発射後約 20 秒間は受信状況が安定していない。20 数秒前後から自動追尾に入るが 1 段目は尾翼によるナチュラルスピニングがかかり 20~30 dB レベルが変動する。第 6 図には M3C-1~3 号機の AGC のデータを示すが、80 秒の 2 段目点火により TVC の効果が現われレベルは非常に安定し始めるのがわかる。

アンテナ切換器もそれぞれ数回ずつ働いているようであるが、更に高い S/N を得るため現在検討中であり次期 M3H 時には改良される予定である。M3C-1, 2 号機については、第 2 段切離し後も 2 段目を追尾してほぼ着水までデータを得ているが、M3C-3 号機は軌道を予定コースより大きくずらし最終段点火を中止したため、2, 3 段及び衛星をつけたままで、約 257 秒高度 50 km の信号断まで追尾している。



第5図 M3C 初期軌道 R-H 及び A-φ



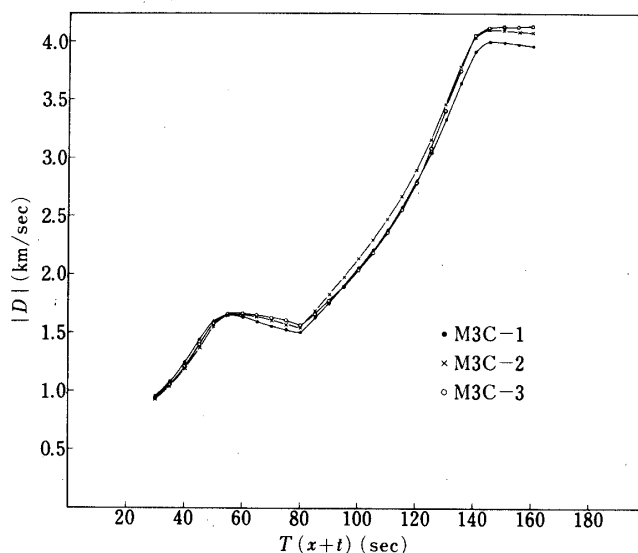
第6図 M3C の AGC データ

4. オンラインデータより求めた速度、加速度の 大きさ及び方向 (粗処理)

第2表にM3C-1~3号機のレーダデータより求めたB1, B2の最高速度及び速度差を、又第7図には速度の大きさの変化を示す。M4S型に比べて2段の性能を上げたことが良く現われているし、M4S型よりも設計管理が良く行なわれているようでロケットが非常に安定しているようである。加速度においても第8図に見られるように安定している。第9図には速度の方向を示す。大きく軌道をずらしたM3C-3号機は速度の方向も大きく変化しているが、M3C-1, 2号機ではTVCにより同じ速度方向に向けられているのがわかる。第10図には加速度方向の方位角方向(AZ_{CN})を示している。M3C-1号機では92度方向で加速しているのがわかるが2号機では1段目で北へふり2段目で南へ向けられているのがわかる。3号機については1段目で95度の予定コースに加速していたのが2段目点火時にはコースをずれて北にふりはじめ110秒からのラジオガイダンスで約5度修正された様子が良く現われている。第11図には加速度の上下角方向(EL_{CN})を示してある。1, 2号機は1段

第2表 M3C 速度について

		B 1	B 2
燃焼初期速度 (m/sec)	M 3 C - 1	398	1502
	M 3 C - 2	398	1548
	M 3 C - 3	398	1563.3
燃焼終期速度 (最大速度) (m/sec)	M 3 C - 1	1646	4013
	M 3 C - 2	1670.3	4120.8
	M 3 C - 3	1684.6	4150.0
速 度 差 (m/sec)	M 3 C - 1	1248	2511
	M 3 C - 2	1272.3	2572.9
	M 3 C - 3	1286.6	2586.7



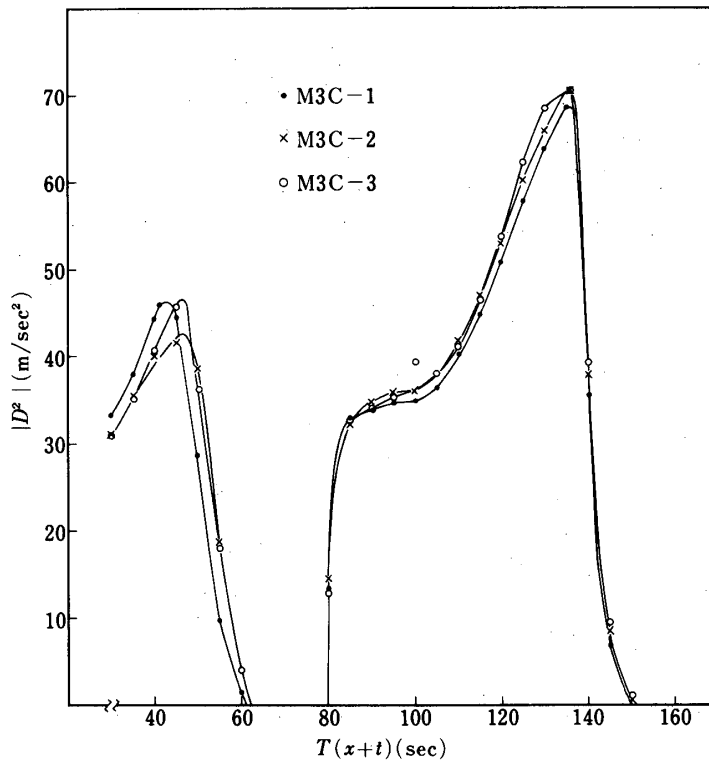
第7図 M3C 速度の大きさ

目の尾翼による空力安定、2段目のピッチプログラムによって順調に飛行しているが、3号機は機首を2段目点火と同時に下げ110秒付近におけるラジオガイダンスにより約6度修正されているのがわかる。

5. オンラインデータより求めた推力曲線

(精処理)

レーダの取得データ(直距離 s , 方位角 a , 上下角 e , 時刻 t) 及びそれぞれのサーボ補正量はマグネティックテープに録音されている。これを使用してデータを平滑化しさらに時間微分等をほどこすことにより種々のデータを得ている。この計算を粗処理と称して行なっているが、この節ではパラメータ推定法を使用することにより、粗処理で取りのぞけなかった雑音を取りのぞきさらに種々の解析結果を得ることが出来る。第12図には推力のカーブと

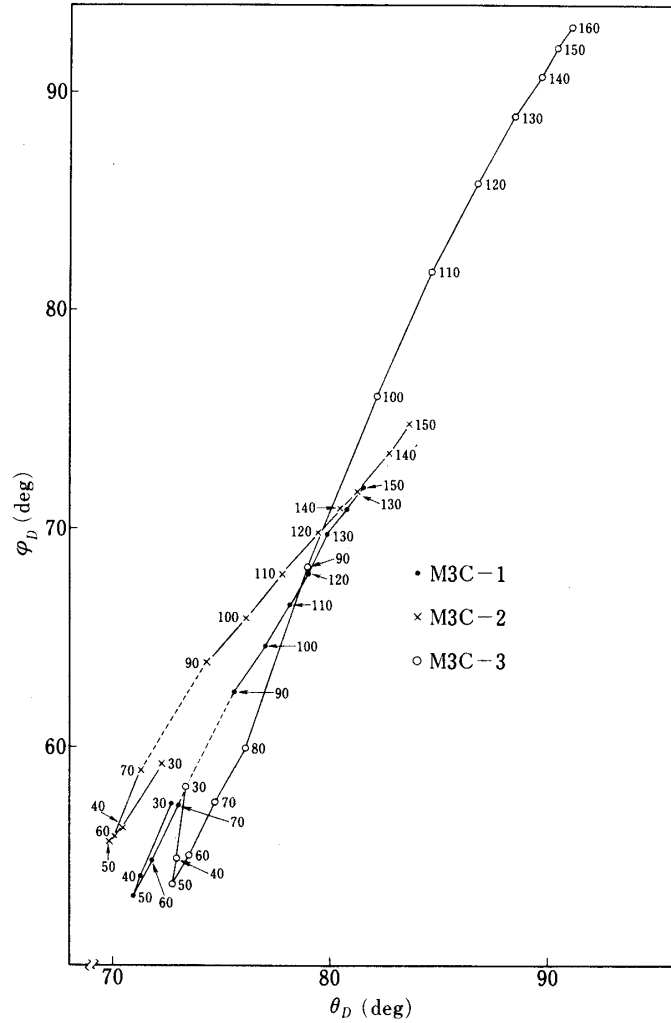


第8図 M3C 加速度の大きさ

空気抵抗のカーブを得ている。推力曲線はよい一致を示している。第13図には推力による加速度の大きさを示してあるがこれは前の第8図の第2段目の所とほとんど同じものであるが、前端と後端においてスムージングによるカーブのなまりが第13図においては除かれている。第14図、第15図には加速度の方向をそれぞれ示しているが、これも雑音によるバラツキを除かれて計算されている様子がよく出ているようである。なおこれらの詳細については文献3, 4にゆだねる。

6. 結 言

電波誘導を行なうということにより精測レーダの当初の目的は十分達成されたものと思われる。レーダが単なる精密追尾を目的としているだけでなく、計算機と連動させリアルタイムで処理を行ない、その結果を基にロケットの姿勢を制御する、この一連のシステムはM3C型ロケットとともにその機能を確実化してきている。1号機では不備であったオペレーション上の問題も2号機では完全なものになり、3号機では他に問題があり衛星軌道達成は出来なかったもののラジオガイダンスにより最大限の軌道修正が行なわれその効果が確実に現われていることが示された。今後さらにデータ処理等をも含めてレーダシステムのより安定化、高精度化（絶対精度）を計って行く必要があると思われる。最後にご指導ご検討をいただいた齊藤成文教授、野村民也教授、石谷久助教授ならびに現地鹿児島でオペレーションその他



第9図 速度の方向

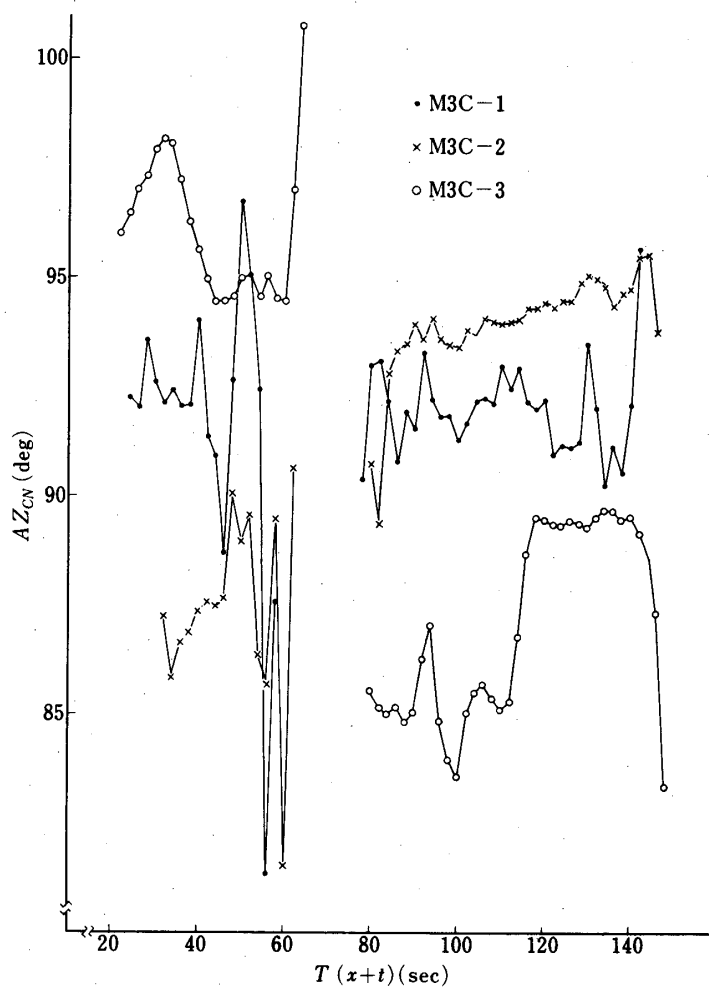
でたいへんお世話になっている日本電気株式会社，三菱電機株式会社，明星電気株式会社の各位に深謝する。

1975年10月1日 新設部 (工学)

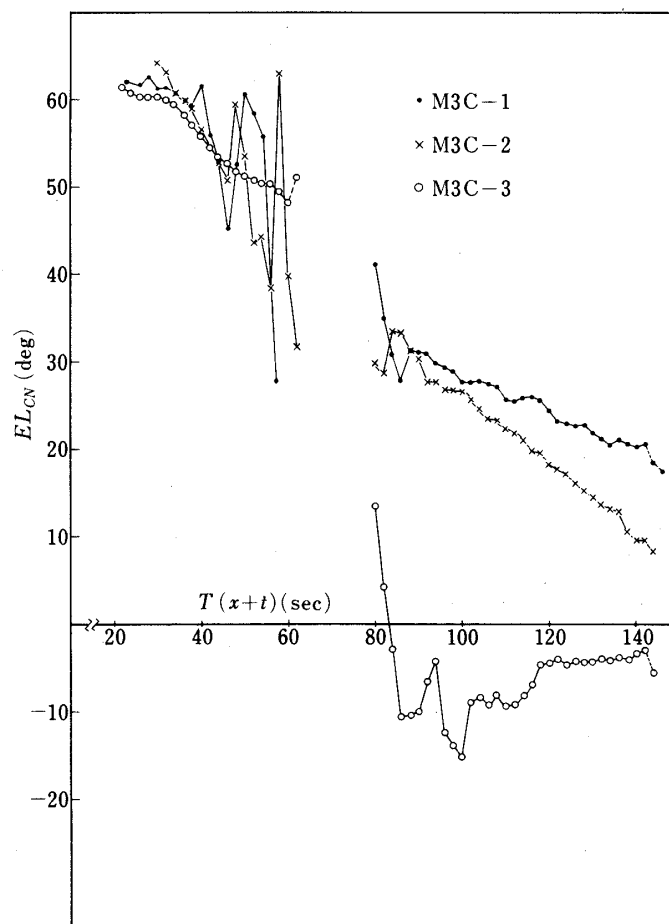
参考文献

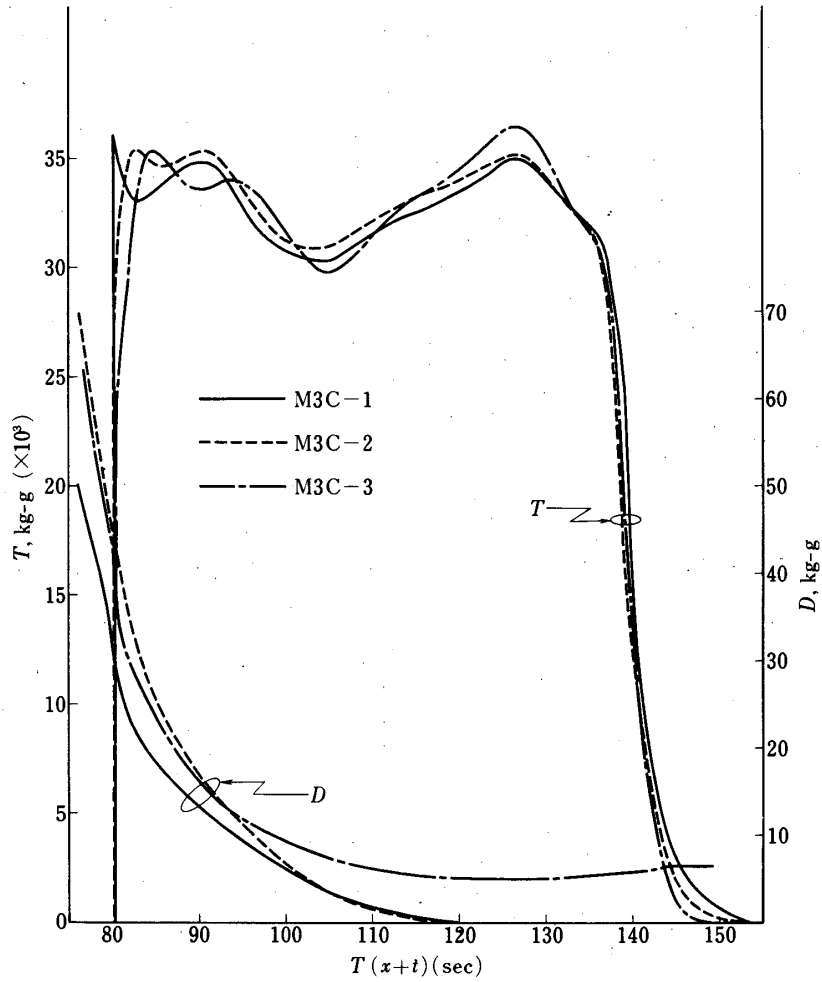
- [1] 齊藤，浜崎，他“電波誘導に関する電波系設備及び機器”東京大学宇宙航空研究所報告76年3月第12巻第1号 (B) p 321~356
- [2] 齊藤，浜崎，他“M-3C型ロケット用搭載アンテナ系について”東京大学宇宙航空研究所報告73年1月第9巻第1号 (A) p 1~18
- [3] 浜崎，松井，他“精測レーダ観測値によるロケット推力曲線等の推定方法”東京大学生産技術研究所電気談話会報告 Vol 24, No 27

[4] M3C-1, M3C-2, M3C-3 実験報告書, SES データセンタ (レーダ班報告)

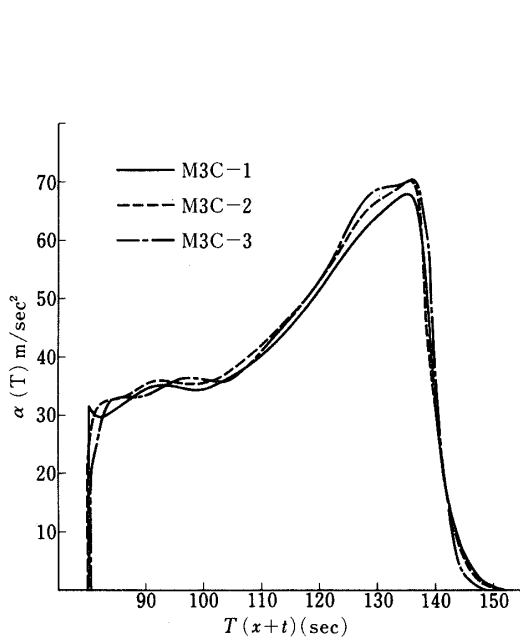


第10図 M3C 加速度の方向 (AZ_{CN})

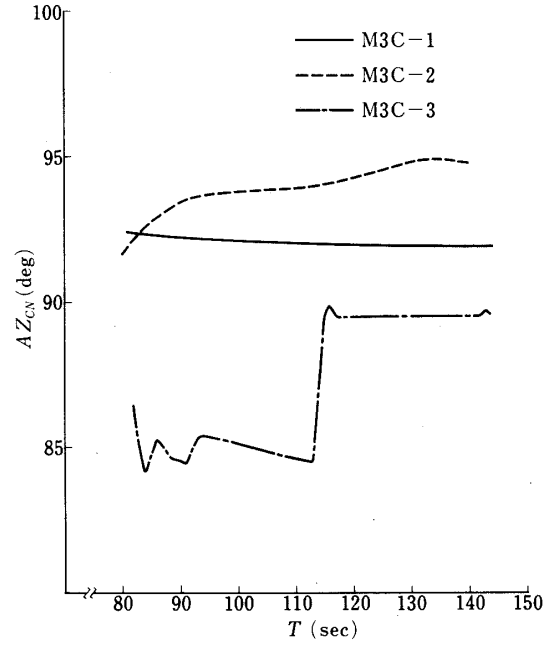
第11図 M3C 加速度の方向 (EL_{CN})



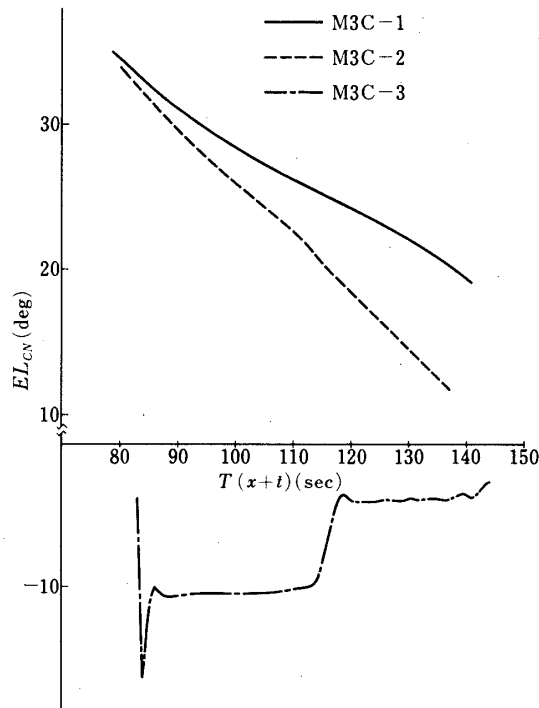
第12図 M3C 推力及び空気抵抗の大きさ



第13図 M3C 推力による加速度の大きさ



第14図 M3C 推力による加速度の方向 (AZ_{CN})



第15図 M3C 推力による加速度の方向 (EL_{CN})