

航空宇宙技術研究所資料

TM-51

超音速風洞空力データ表示記録装置

谷 喬・高島 一 明
原 亘利・近藤 洋 史

1965年5月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 一, 木本 一, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	橋本 一, 登雄, 戸川 隼人 三能 好美, 甫力, 高橋 利芳 島海 良三, 夫, 板垣 藤子 長洲 秀夫, 佐田 幸雄
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	細川 巖登, 井上 政一
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	橋本 和之, 山根 皓三郎
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	竹内 和之, 坂元 恩無邪
TM- 7	慣性力形疲労試験	1962年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹林 幸彦, 中井 映一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	中井 一, 小原 瑛 島海 良三, 安藤 泰勝 中高 井木, 橋爪 宏 鳥崎 俊忠, 松本 正昭 山崎 忠夫, 藤井 昭一
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高木 廣治, 谷 喬忠 齋藤 秀夫, 新井 宗四郎 竹内 和之, 飯田 治夫 北谷 勇中, 中井 治夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋爪 宏, 中井 映一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬, 原 亘利 榑 盛三, 外橋 政隆 中井 映一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗 小橋 安次郎, 宮 沢 政文
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛田 健二, 高橋 宏義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎並 敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月	高木 廣治, 齋藤 秀夫 石井 孝雄, 原 蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治 滝沢 実次, 田寺 木一 古関 昌夫, 日出 夫 泉 貞吉, 鈴木 邦男 大塚 貞宏, 石井 浅五郎 松本 和強, 山 中国 広木 和枝, 藤 郭俊一 幸尾 治朗, 岡 遠
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月	
TM-46	翼洞結合合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月	平林 一, 橋本 登崇 林 二識, 吉 永

超音速風洞空力データ表示記録装置について*

谷 喬**・高島 一明**
原 亘利**・近藤 洋史**

1. ま え が き

本装置は、航技研吹出式超音速風洞に装備したものであって、トランジスタ式アナログ計算機と X-Y レコーダより構成され、既存の計測装置の出力である六分力とスティングのつけ根と気流との角度を電気量に変換したものを入力とし、所定の演算を行ない、データの最終結果たる迎角変化に対する垂直力係数、縦揺れ係数、軸力係数、抗力係数や抗力係数に対する垂直力係数等を X-Y レコーダに記録するようになっている。

本装置が計画された目的を述べると従来、吹出式超音速風洞で行なっているデータ処理方式においては最終結果を得るまでにアナログ量で磁気テープに記録、A-D変換、データترون205による計算、必要なものを方眼紙に記録するなどの段階を経ねばならず、最終結果を得るのに数日以上を要し、その結果に不備があり再試験の必要が生じた場合、実験の進行に支障があったわけである。そこで、本装置をもって、実験結果を最終の表示形式で監視できれば、上述の問題も解消するわけである。そのためには、空力データ表示装置による表示結果が、データترون205による計算結果とある程度の一致を示すことが保障されねばならない。

以下に、本装置の構成、演算内容を説明するとともに、本装置が所期の目的を達成しうるか否かを実験結果に従って考察していきたいと思う。

2. 装置の構成

本装置は、本体、増設装置、電源装置よりなるトランジスタ式アナログ計算機および結果を記録するための X-Y レコーダより構成されている。さらに、各部分は表1に示すごとき構成よりなっている。

次に、装置の主要部分について、その概略を述べる。

* 昭和40年4月21日受付

** 空気力学第二部

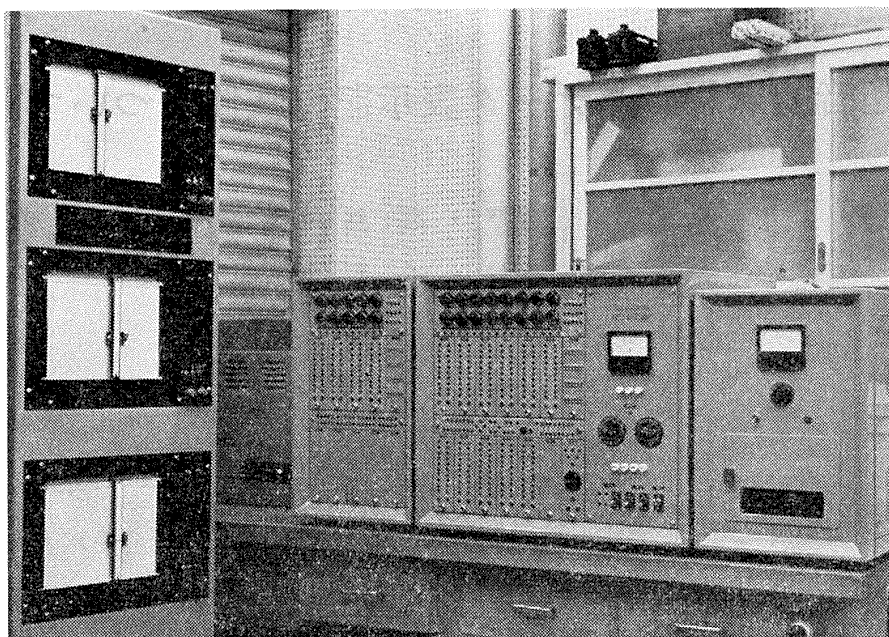


図1 装置外観

表1 装置の構成

分類	ユニット名称	数量
1. 装置本体	a. 加算係数器	21 台
	b. 乗算器	1 台
	c. 係数ポテンシオメータ	16 個
	d. 特殊非線形要素	1 式
	e. 制御回路	1 式
	f. 過負荷指示器	1 式
	g. ブランクパネル	1 式
2. 増設装置	a. 加算積分器	7 台
	b. 係数ポテンシオメータ	10 個
	c. 過負荷指示器	1 式
	d. ブランクパネル	1 式
3. 電源装置		1 台
4. X-Y レコーダ		3 台

2.1 線形演算器

加算積分器および加算係数器をまとめて線形演算器として説明する。

いずれも高利得直流増幅器と負帰還回路が基本となっているわけであるが（付録参照）、本装置での構成は図2に示すごとくである。

図2において、電圧 E が高い周波数の場合には下の交流増幅回路に無関係に、直流増幅回路にて増幅される。この場合、増幅度は直流増幅器によるものだけで、直流増幅器の増幅度を μ_1 とすれ

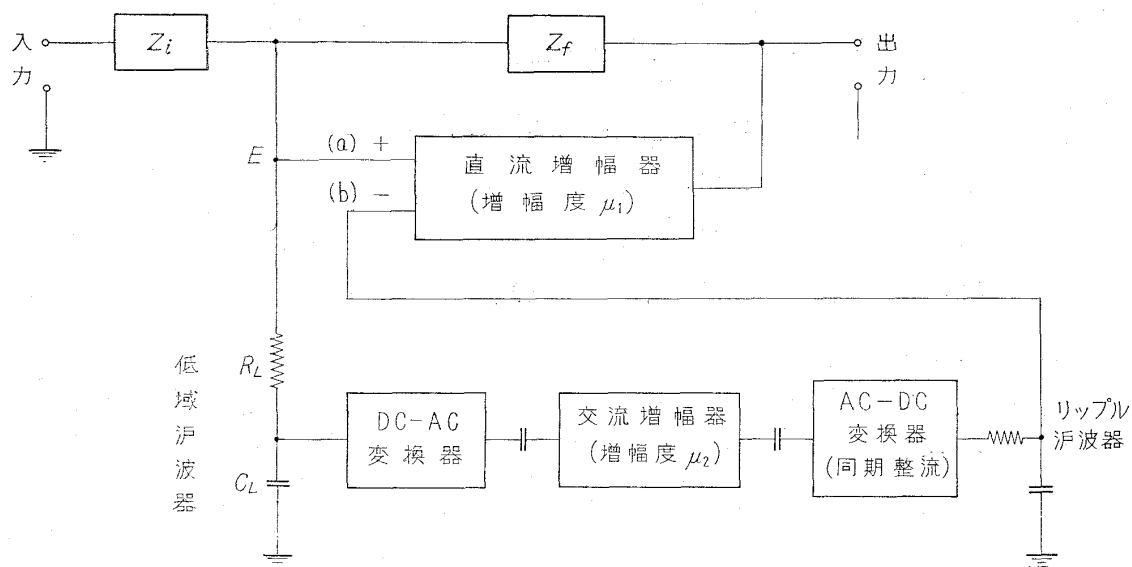


図 2 線形演算器

ば、 μ_1 となる。低い周波数の場合には、下の部分によるもの、すなわち、DC-AC 変換器（メカニカル・チョップを用いている）により変調し交流増幅器で増幅、さらに同期整流したのち直流増幅器で増幅したものと、直接直流増幅回路で増幅したものととの和になる。したがって、低い周波数の場合の増幅度は、交流増幅回路の部分の増幅度を μ_2 とすれば、 $\mu_1(1+\mu_2)$ となる。

また、交流増幅器は本質的にドリフトのないものと考えられるから、 $\mu_1(1+\mu_2)$ の増幅度を直流増幅回路だけで得る場合よりも上述のような回路構成にしたほうがドリフトに対して有利となる。

次に線形演算器の性能について記す。

(1) 演算増幅器性能

- (a) 直流増幅器利得 80 dB 以上 (50 c/s)
- (b) チョップ増幅器利得 50 dB 以上 (0.1 c/s)
- (c) 総合利得 130 dB 以上 (直流)
- (d) 出力電圧 ± 10 V (負荷 2.5 k Ω)
- (e) チョップ周波数 400 c/s

(2) 加算積分器性能

- (a) 演算抵抗
- 個 数 6 個 (精密金属被膜抵抗)
- 抵抗値の種類 100 k Ω , 200 k Ω , 1 M Ω (4 個)
- 抵抗値の精度 $\pm 0.1\%$ 以下 (指定温度 20 $^{\circ}$ C)
- 温度係数 $\pm 5 \times 10^{-5}/^{\circ}$ C 以下

(b) 演算蓄電器	
容 量	1 μ F (ポリエチレン密封形)
容量値偏差	$\pm 0.2\%$ 以下 (指定温度 20°C)
温度係数	$\pm 4 \times 10^{-4}/^{\circ}\text{C}$ 以下
絶縁抵抗	$1 \times 10^5 \text{ M}\Omega$
(c) 入力倍率	1, 1, 1, 1, 5, 10
(d) 出力端子	3 個 (直列)
(3) 加算係数器性能	
(a) 入力抵抗	
個 数	6 個 (精密金属被膜抵抗)
抵抗値の種類	50 k Ω , 100 k Ω , 500 k Ω (4 個)
抵抗値の精度	$\pm 0.1\%$ 以下 (指定温度 20°C)
温度係数	$\pm 5 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ 以下
(b) 帰還抵抗	500 k Ω
(c) 周波数特性	1 kc までフラット (倍率 1)
(d) 直線性偏差	$\pm 0.1\%$ 以下 (倍率 1)
(e) ドリフト	200 $\mu\text{V}/\text{h}$ 以下 (入力換算)
(f) 入力倍率	1, 1, 1, 1, 5, 10

2.2 乗 算 器

本器の乗算方式は電子管式乗算器で用いられている時分割方式の原理をトランジスタに適した回路に修正したものであり、図3にその原理回路図を示す。

乗算器のおもな性能は次のとおりである。

(a) 方 式	時分割方式
(b) 入 力	XおよびY
(c) 入力電圧	$\pm 10 \text{ V}$ 以下
(d) 出 力	$-XY/10$
(e) 出力電圧	$\pm 10 \text{ V}$ (負荷 2.5 k Ω) 以下
(f) 静 特 性	誤差 0.5% 以内
(g) 雑 音	50 mV (peak to peak)

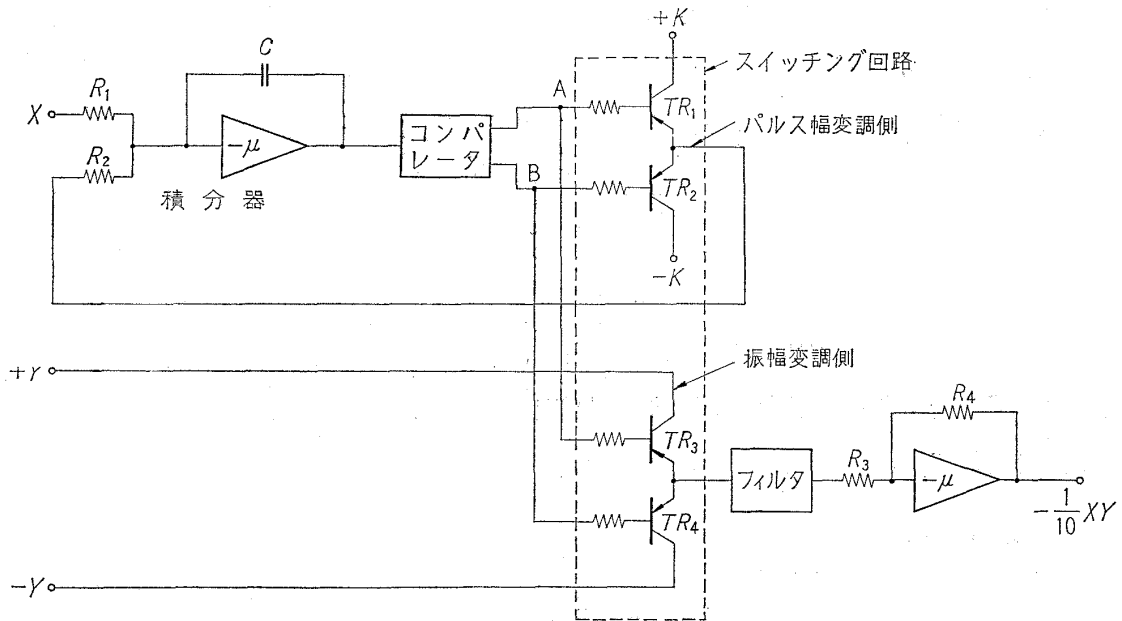


図3 乗算器

2.3 係数ポテンシヨメータ

係数を設定するために用いるもので、多回転精密巻線可変抵抗器が用いられている。性能は次のとおりである。

- | | |
|-------------|------------------------|
| (a) 全抵抗値 | 10 kΩ |
| (b) 直線性偏差 | ±0.15% 以内 |
| (c) 全抵抗値許容差 | ±5% 以内 |
| (d) 回転角度 | 360°×10 |
| (e) 読み取り | 1/1000 |
| (f) 残留抵抗 | 0.5 Ω 以内 |
| (g) バックラッシュ | 0.05% 以内 |
| (h) 電力容量 | 2.5 W |
| (i) 絶縁抵抗 | DC 1000 V にて 100 MΩ 以上 |

2.4 制御回路

制御回路は次に示す機能をもつ。

- | | |
|-------------|----------------|
| (1) 演算制御 | |
| (a) CHECK | 演算器出力零調整 |
| (b) RESET | 演算準備 (積分器初期値入) |
| (c) COMPUTE | 演算開始 |

(d) HOLD 演算休止保持

- (2) 演算器出力監視
- (3) X-Y レコーダのペンの上げ下げ
- (4) 過負荷警報装置

2.5 過負荷指示器

各演算器の出力電圧が $\pm 10V$ 以上になったとき、その演算器に対応した位置にある蛍光指示管が点灯し演算器の過負荷を表示する。同時に制御回路部では、リレー動作により演算は自動的に中止され、過負荷警報用のブザーが鳴る。

2.6 電源装置の規格および性能

(1) 入 力 商用交流電源 48~62 c/s, 85~115 V

(2) 出 力

定格電圧 (V)	入力変動に 対する安定度	負荷変動に 対する安定度	リップル (P-P)	ドリフト (/h)
a) +16	$\pm 0.05\%$ 以下	$\pm 0.05\%$ 以下	1 mV 以下	$\pm 0.05\%$ 以下
b) -16	"	"	"	"
c) +10	$\pm 0.005\%$ 以下	"	"	"
d) -10	"	"	"	"
e) DC 50	15%以下	15%以下	3% 以下	
f) -6	$\pm 0.05\%$ 以下	$\pm 0.5\%$ 以下	1 mV 以下	$\pm 0.05\%$ 以下
g) +10 (UR)	15%以下	15%以下	3% 以下	
h) 1V (AC)	"	"	"	

(3) チョップ電源

- (a) 周波数 400 c/s $\pm 1\%$
- (b) 出力電圧 6.3V $\pm 1\%$
- (c) 出力電流 0.6A

(d) この出力はチョップ駆動用と同期整流用として用いるため同期整流用はチョップ駆動用に
対し約 45° の位相遅れをもつ。

(4) 繰返し演算用制御信号器

- (a) 繰返し時間 200 ms 100 ms
- (b) 演算時間 100 ms 50 ms
- (c) 停止時間 100 ms 50 ms

2.7 X-Y レコーダ

X-Y レコーダの性能を次に示す。

(1) 追従速度

Xフルスケール	1 s
Yフルスケール	0.6 s

(2) 動的追従速度

フルスケール	0.3 c/s
--------	---------

(3) 測定レンジおよび入力抵抗

レンジ	入力抵抗	レンジ	入力抵抗
0.5 mV/cm	15 k Ω	0.5 mV/cm	0.5 M Ω
1 "	1 "	1 "	0.5 "
5 "	5 "	5 "	2.5 "
10 "	10 "	10 "	5 "
50 "	50 "	20 "	5 "
100 "	100 "		

(4) 確 度

X, Y とも $\pm 0.4\%$

3. 演 算 内 容

3.1 入 力

本装置で演算すべき入力量は、TASK社製のスティング・バランスにて電氣量に変換し、既存の吹出式超音速風洞計測装置により250倍に増幅した六分力 Z_1, Z_2, X, Y_1, Y_2, L とスティングつけ根と気流との角度 α をポテンショメータにて電氣量に変換したものと合わせて7入力である。

図5に、これら7入力の一例を示す。

図において、 N_1, N_2 とあるのは法線方向力の第1成分と第2成分であり本資料中で Z_1, Z_2 に相当するものである。 R とあるのはローリング・モーメントで本資料では L と表記してある。 X は軸力であり、 Y_1, Y_2 はそれぞれ横方向力の第1、第2成分である。

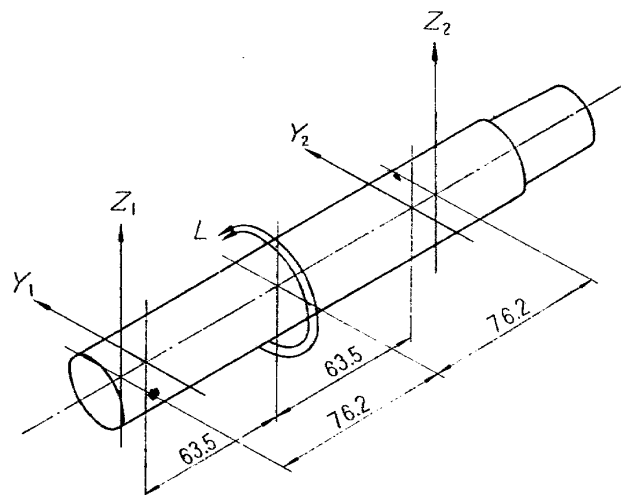


図4 スティング・バランス

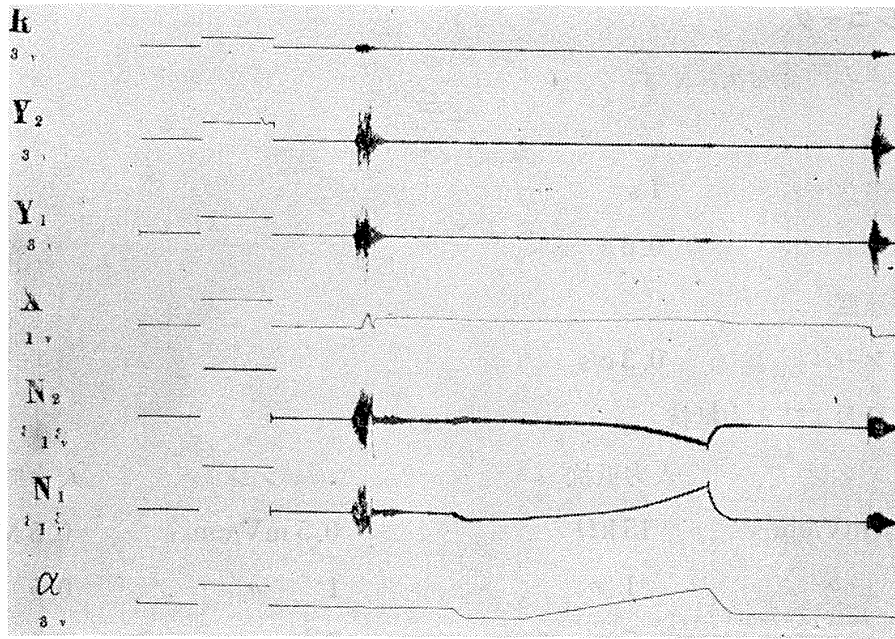


図5 入力

3.2 演算式

本装置を用いて行なう演算内容は表2に示すとおりである。

この装置に用いた方式においても、原理的には天秤受感子相互間の干渉、スティングのたわみ補正、模型重量の影響の補正等すべて可能であるが、現状では装置が限られているので、そのうち、最も重要と思われるもののみについて補正を行なっている。

すなわち、

- (1) 迎角計算において、模型に働く空気力によるスティングのたわみの補正。
- (2) 垂直力および横方向力の軸力への干渉。

をいずれも一次近似の形において補正している。

また、垂直力および横方向力要素相互間の一次の補正はみかけ上受感子位置が動いたと考えて行ないうるのでこの計算に含ませることができる。

なお、軸力に対する模型重量の影響の補正および軸変換において、迎角 α_T は小なるものとして $\sin \alpha_T$ を α_T で、 $\cos \alpha_T$ を1で近似している。

表2 演算内容

	演算名	計算内容	演算
1	迎角計算	$\alpha_T = \frac{\alpha}{\bar{\alpha}} + \left(z_1 \frac{Z_1}{\bar{Z}_1} + z_2 \frac{Z_2}{\bar{Z}_2} + y_1 \frac{Y_1}{\bar{Y}_1} + y_2 \frac{Y_2}{\bar{Y}_2} \right)$	加算
2	垂直力係数	$C_Z = \frac{1}{qS} \left(\frac{Z_1}{\bar{Z}_1} + \frac{Z_2}{\bar{Z}_2} \right) \quad \text{or} \quad Z = (\quad)$	加算

3	軸力係数	$C_X = \frac{1}{qS} \left[\frac{X}{\bar{X}} + \left(c \frac{Z_1}{\bar{Z}_1} + d \frac{Z_2}{\bar{Z}_2} + f \frac{Y_1}{\bar{Y}_1} + g \frac{Y_2}{\bar{Y}_2} \right) - W \cdot \frac{\alpha}{\bar{\alpha}} \right]$ or $X = (\quad)$	加減算
4	横力係数	$C_Y = \frac{1}{qS} \left(\frac{Y_1}{\bar{Y}_1} + \frac{Y_2}{\bar{Y}_2} \right)$ or $Y = (\quad)$	加算
5	縦揺係数	$C_m = \frac{1}{qS} \left(l_1 \frac{Z_1}{\bar{Z}_1} + l_2 \frac{Z_2}{\bar{Z}_2} \right)$ or $M = (\quad)$	加算
6	偏揺係数	$C_n = \frac{1}{qS} \left(s_1 \frac{Y_1}{\bar{Y}_1} + s_2 \frac{Y_2}{\bar{Y}_2} \right)$ or $N_B = (\quad)$	加算
7	抗力係数	$C_D = C_Z \cdot \alpha_T^* + C_X$ or $D = Z \cdot \alpha_T^* + X$	加乗算
8	non rolling 軸係	$\bar{Z} = Z \cos \phi - Y \sin \phi$	減算
9	non rolling moment 軸係	$\bar{M} = M \cos \phi - N_B \sin \phi$	減算
10	横揺係数	$C_1 = \frac{1}{qS} \cdot \frac{L}{\bar{L}} \cdot \frac{1}{r}$ or $L_B = \frac{L}{\bar{L}} \cdot \frac{1}{r}$	—

次に表2の記号を説明する。

α : スティングつけ根と気流との角度を電氣量に変換したもの (V)

Z_1 : 法線方向力第一成分の入力 (V)

Z_2 : 法線方向力第二成分の入力 (V)

X : 軸方向力の入力 (V)

Y_1 : 横方向力第一成分の入力 (V)

Y_2 : 横方向力第二成分の入力 (V)

L : ローリングモーメントの入力 (V)

z_1, z_2, y_1, y_2 : スティングのたわみ補正係数 (deg/kg)

c, d, f, g : 天秤の相互干渉を補正する係数 (無次元)

q : 測定部動圧 (kg/cm²)

S : 基準面積 (cm²)

l_1, l_2 : モーメント腕比 (縦揺係数) (無次元)

s_1, s_2 : モーメント腕比 (偏揺係数) (無次元)

W : 模型重量 (kg)

$\bar{\alpha}$: α に対するスケールファクタ (V/deg)

$\bar{Z}_1, \bar{Z}_2, \bar{X}, \bar{Y}_1, \bar{Y}_2$: Z_1, Z_2, X, Y_1, Y_2 のそれぞれに対応するもののスケールファクタ (V/kg)

\bar{L} : L に対するスケールファクタ (V/kg·m)

ϕ : バンク角 (deg)

r : ローリングモーメント基準長さ (m)

α_T^* : 迎角 (α_T) をラジアン単位で表わしたもの

3.3 結線図

前節に示した演算を実際に行うためには、図6に示すごとく結線すればよい。

図6の記号を説明すると、

LPF : 低域濾波器で、これは積分器を図7に示すごとく結線した時定数1秒の一次おくれ系として構成する。

P : 係数ポテンショメータ

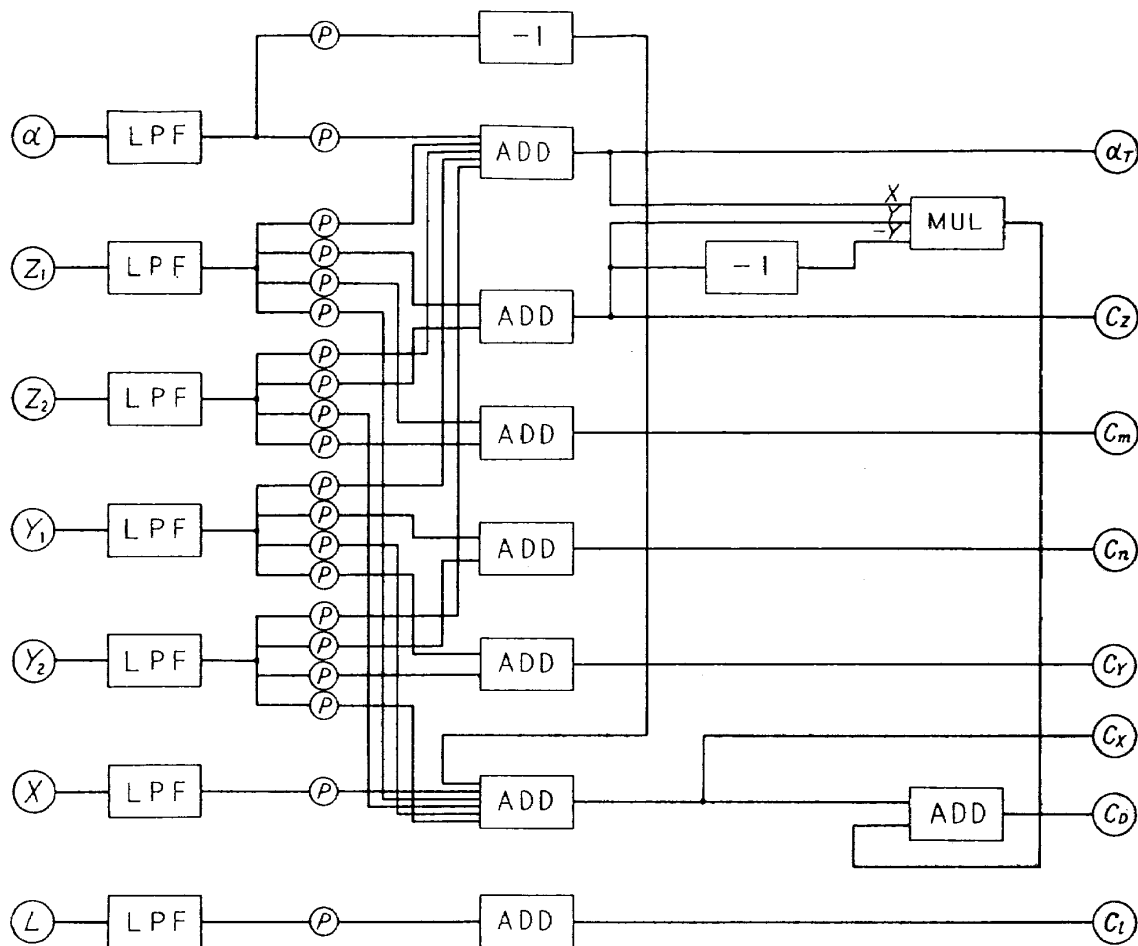


図6 結線図

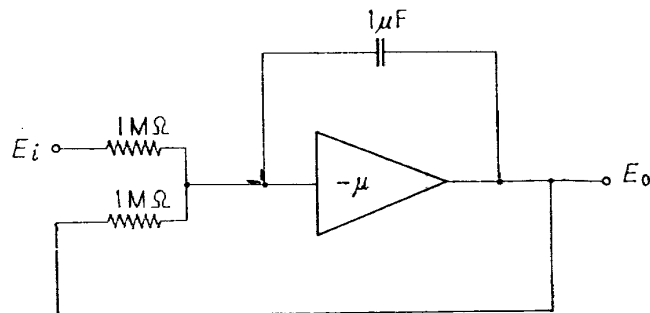


図7 一次遅れ回路

ADD : 加算係数器

MUL : 乗算器

-1 : 符号変換器

X-Y : X-Yレコーダ

次に係数ポテンシヨメータに設定する係数について、垂直力係数を例にとって説明する。

$$C_z = (1/qS)(Z_1/\bar{Z}_1 + Z_2/\bar{Z}_2)$$

において、 $(1/qS)(1/\bar{Z}_1)$ 、 $(1/qS)(1/\bar{Z}_2)$ をあらかじめ実験前に算出しておいて、それぞれ対応するポテンシヨメータに設定する。ここに、 q は風洞測定部の動圧であるから、実験後に判明する量である。したがって、 q は過去の実験結果から、各マッハ数および設定圧力に対してあらかじめ推定した値を用いねばならない。 S は基準面積であるから、模型により定まっている。 \bar{Z}_1 、 \bar{Z}_2 はスティング・バランスの電氣的出力を物理量に変換するためのものである。そして、 $(1/qS)(1/\bar{Z}_1)$ 、 $(1/qS)(1/\bar{Z}_2)$ 等、ポテンシヨメータに設定する値は、1より小さくしなければならない。もし、1より大となる場合には、1/2、1/5等にして、X-Yレコーダでのスケーリングで調節するか、あるいは、加算係数器の1以外の係数を用いるかすればよい。

3.4 データ表示形式

原理的には、図6に示す出力の任意の二つを組み合わせ、X-Yレコーダに記録させることが可能である。

これらのうち、通常用いる組合せは、迎角変化(α_T)に対する C_z 、 C_m 、 C_D 、 C_x 等である。また、 C_z-C_D 、 C_z-C_m 等の組み合わせが要求されることもあり、実験の目的に依り適宜に選択される。また、パラメータを変えた数回の試験を同一のグラフに表示することも有効に行ないうる。

4. 実験結果

以下に本装置を用いて得られた結果と、吹出式超音速風洞でとっている従来のデータ処理方式によって得られた結果とを比較する。

本装置の目的は、これをもって従来のデータ処理方式に換えるというのではなく、あくまで、実験の進行を円滑にするための監視的意味を持つものである。したがって本装置をもつて出すべき結果を、従来のデータ処理方式によって出された結果へどの程度近づけうるかが問題となるわけである。また、ある程度の誤差で所期のデータが得られることが確認できれば、緊急に最終結果が必要になった場合、これをもって、最終結果の代用とすることも可能になるわけである。しかし、現状においては、本装置が性能上限られているため、次に示してあるような点においてまだ十分であるとはいえない。

- (1) 実験前に未知量の q (動圧) を推定せねばならない点。
- (2) スティング・バランスの出力相互間の干渉補正が十分でない問題。
- (3) スティング, バランスの出力が極性を変えたとき, 補正量が変わることのある場合。
- (4) 安定軸への変換において, α_T が大きくなるにつれ近似が悪くなる点。
- (5) 直流増幅器のドリフトおよびノイズ。
- (6) ポテンシオメータに係数を設定する場合, 次に接続する演算器の入力インピーダンスの影響で, ポテンシオメータに目もられた値より実際には低目の値となる点。
- (7) 低域濾波器として時定数 1 秒の一次おくれ系を用いているためいくぶん追従性がわるい点。

上述のごとき問題点が実際に表示した場合どの程度の影響をもつか, 以下に記録結果を示しながら簡単に述べる。

図 8 から図 13 までは全長 1,111.7 mm 直径 55 mm のロケット模型について試験したものの表示結果である。

図 8 から図 10 までは, 実験 Run No. 1446 について, $C_{z-\alpha_T}$, $C_{m-\alpha_T}$, $C_{x-\alpha_T}$ を表示した結果である。このときの動圧 q の推定値は 0.82, 実際の値は 0.794 であった。図において, \times 印で表示されているほうが, データトロン 205 により計算した結果である。この表示結果をみると, 動圧 q がより正確に推定されれば, より近い表示結果が得られたと想像される。

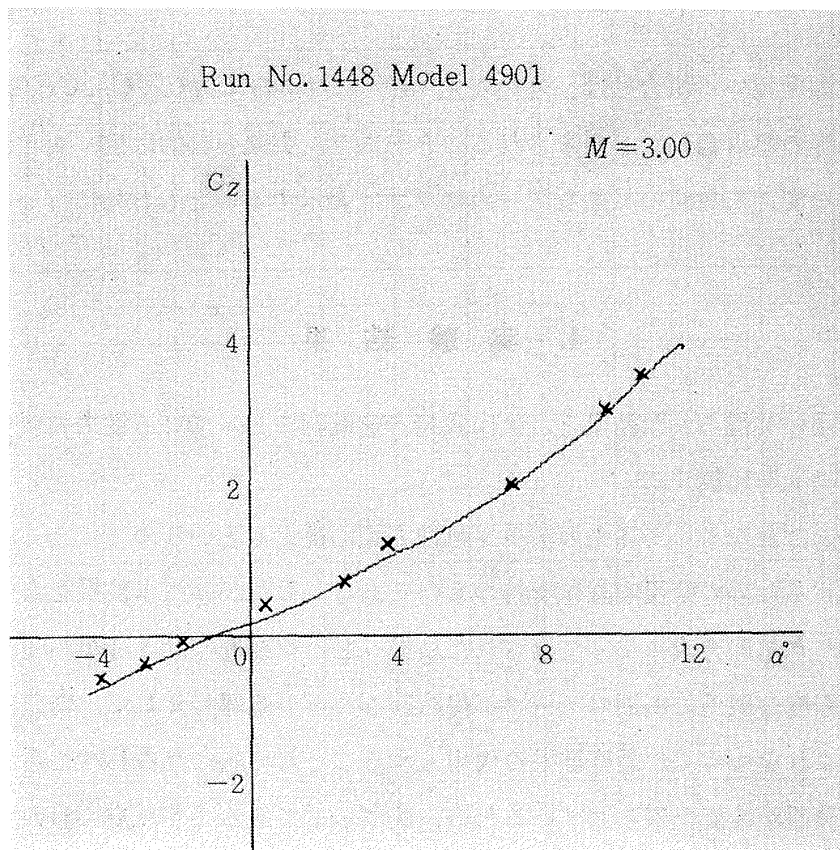


図 8

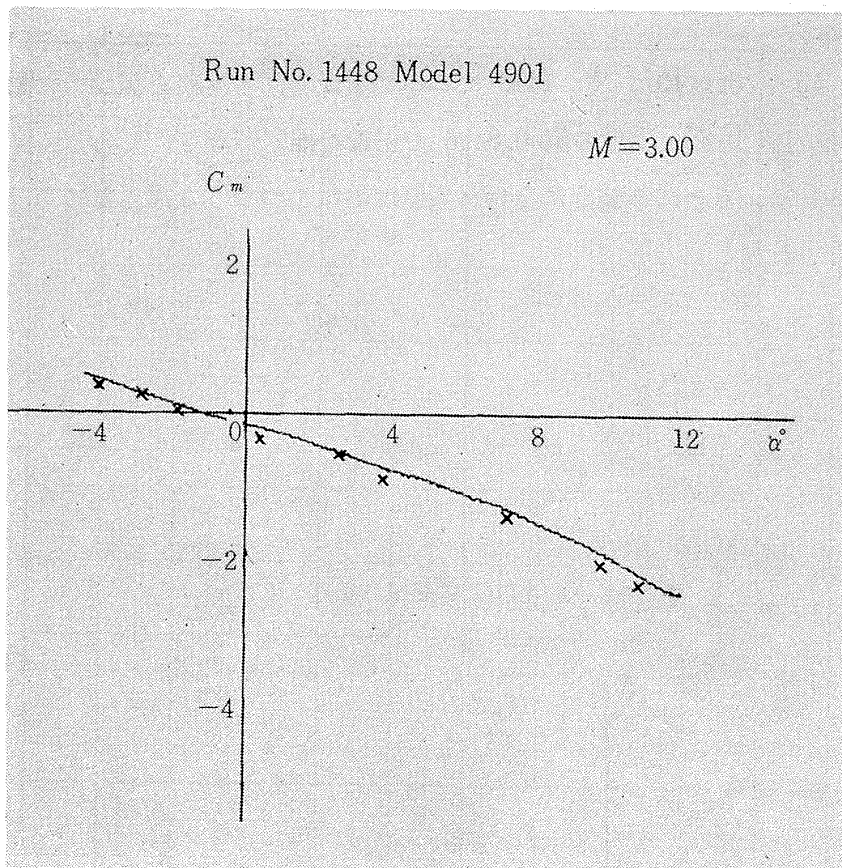


図 9

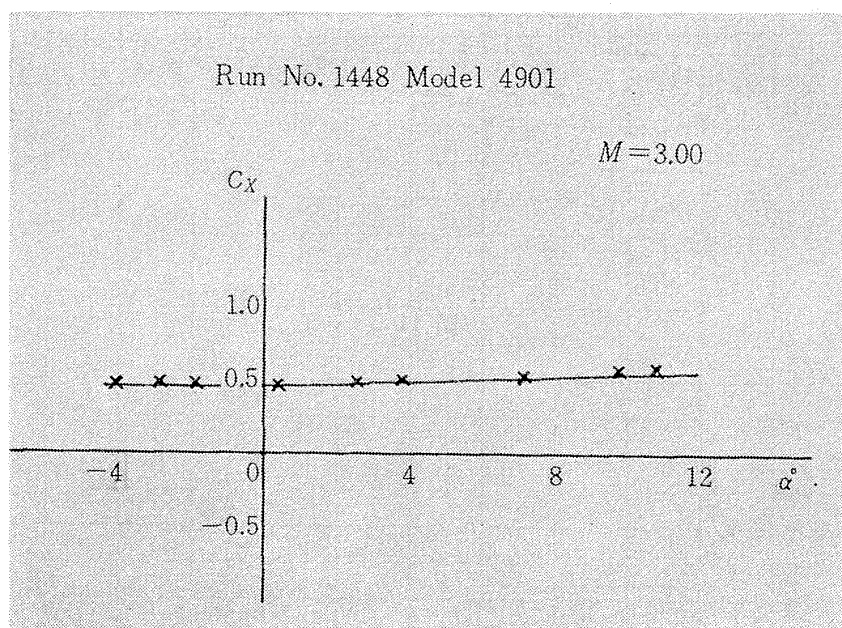


図 10

図 11 から図 13 までは Run No. 1448 について上記と同じものを表示した結果である。この Run では、 q の推定値 0.85, 実際の値 0.8496 で正確な推定がなされている。結果の不一致が多少みられるが、これは、さきに本装置にみられる原理的に不つごうな点としてあげたうちの(6)と(7)に起因するものと思われる。

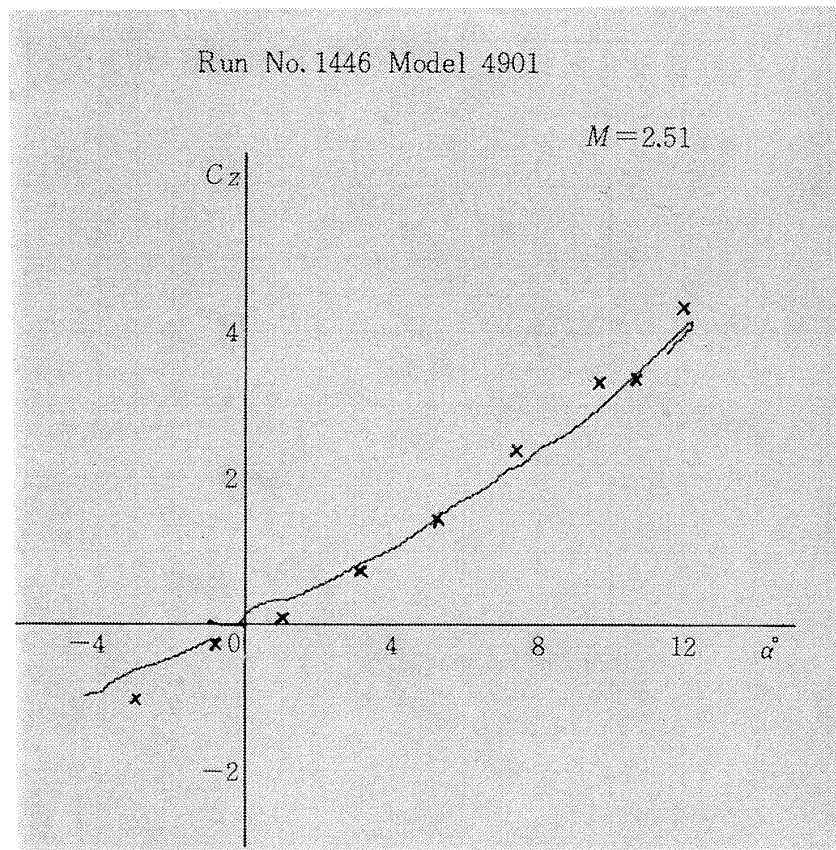


図 11

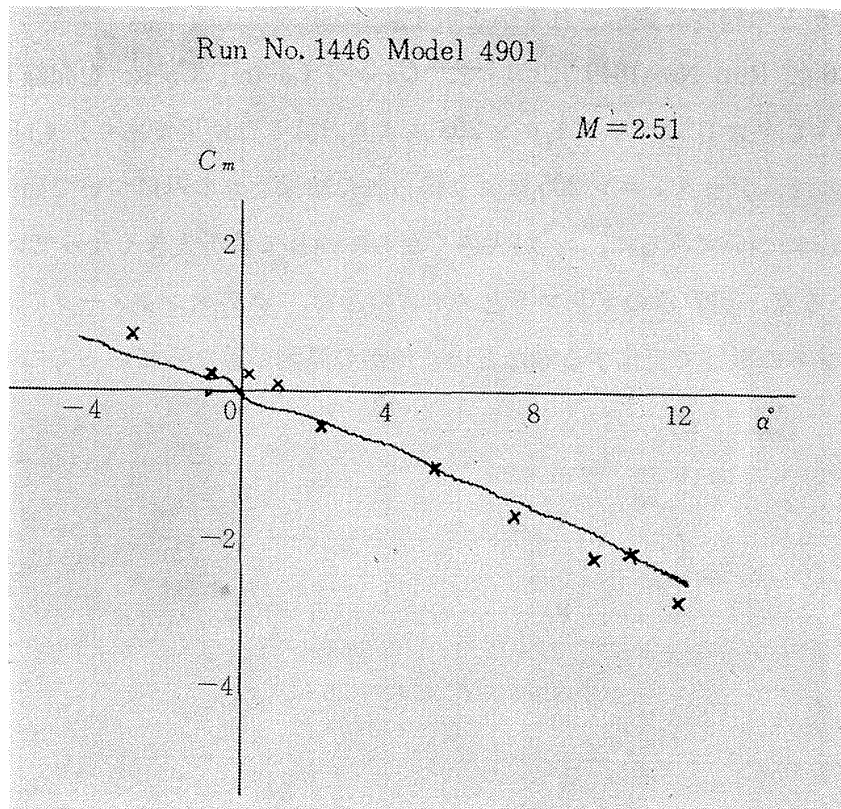


図 12

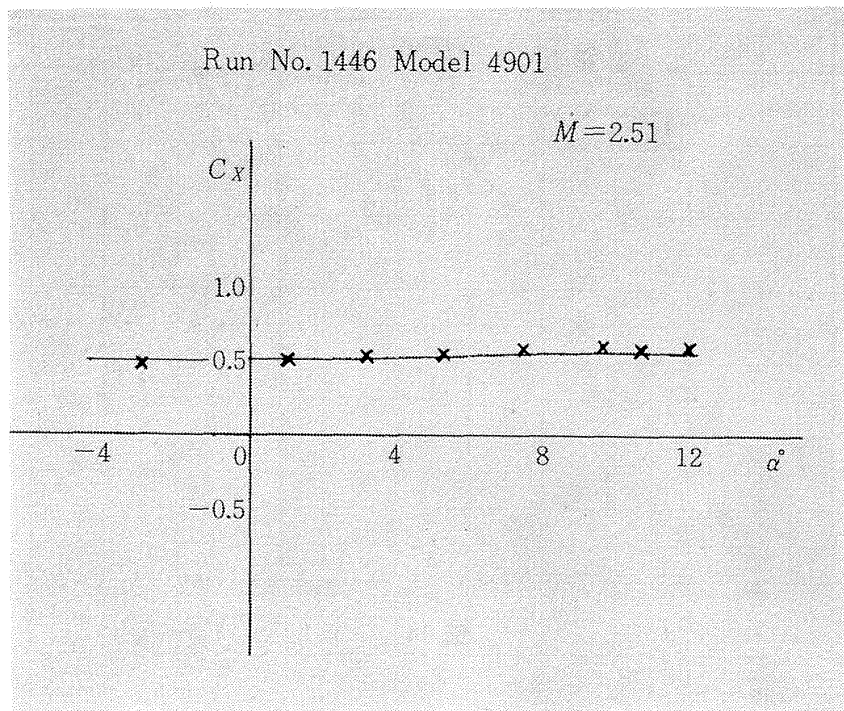


図 13

次に、 $C_{D-\alpha_T}$ がどの程度に表示されるかを示す。

図14から図16に、Run No. 1649 について、 $C_{Z-\alpha_T}$ 、 $C_{X-\alpha_T}$ 、 $C_{D-\alpha_T}$ を記録したものを表示してある。図において、 \times 印はデータトロン205により計算した結果であり、 \circ 印は動圧 q の推定が良くなかったので、データトロン205により得られた結果を q のみについて補正して表示したものである。 $C_{D-\alpha_T}$ についてみるに、 α_T が大きくなるにつれて差が大きくなっているが、 $\sin \alpha_T$ を α_T で近似している点、乗算器のドリフトとノイズの影響、ポテンシヨメータの設定値が演算器の入力インピーダンスの影響で変化する等などいくつかの原因が重なっているものと推定される。

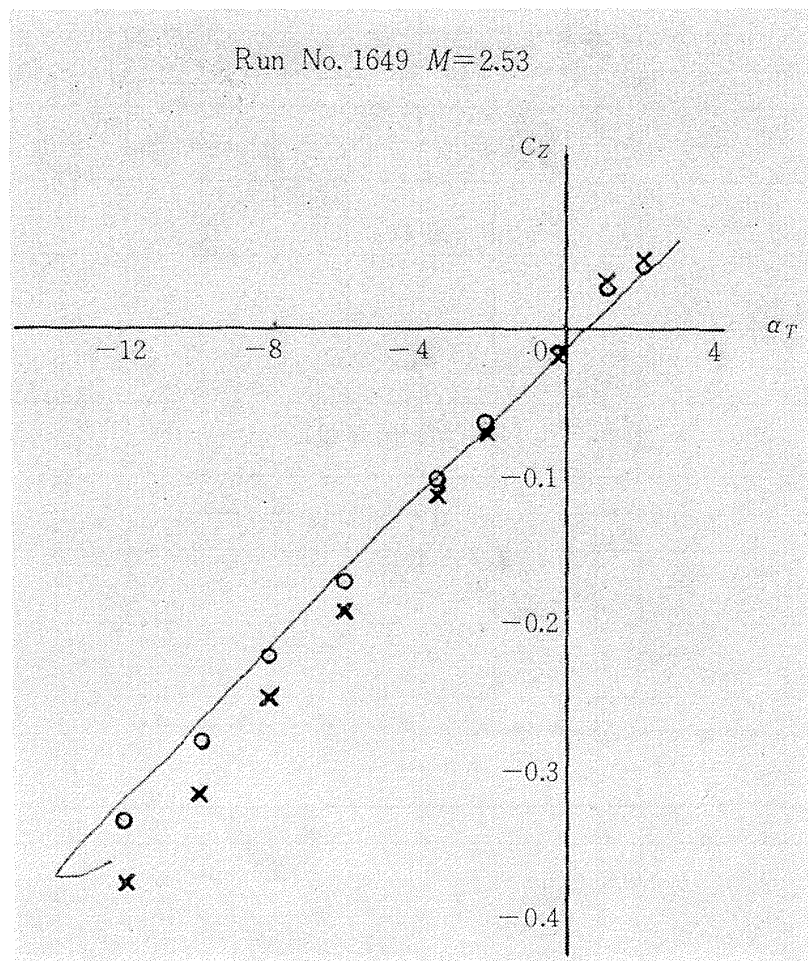


図 14

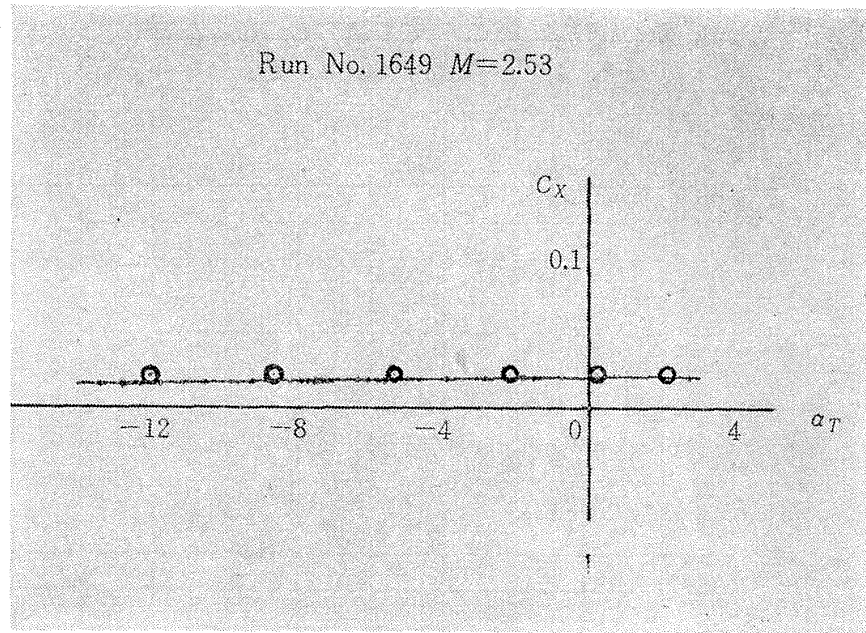


図 15

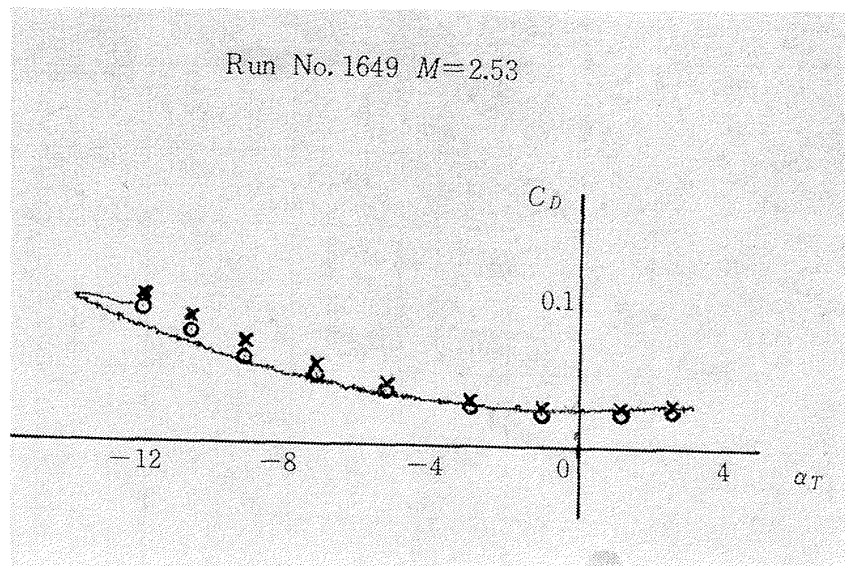


図 16

次に、参考として Run No. 1807 について $C_D-\alpha_r$, C_z-C_D を表示したものを示す。(図17および図18)

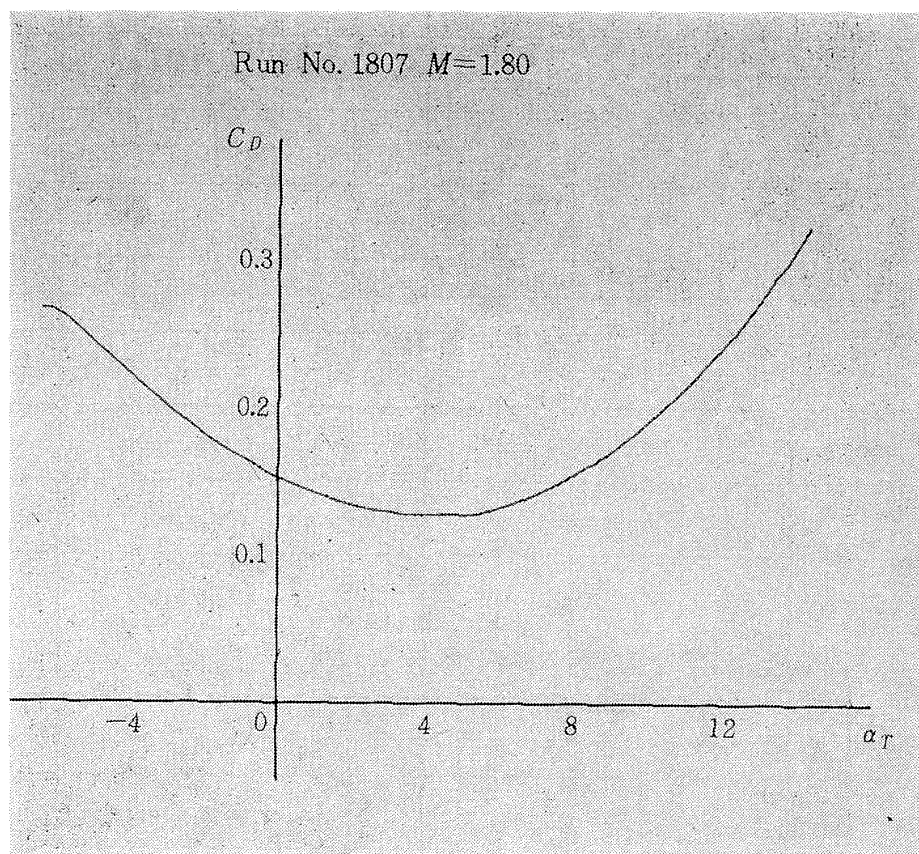


図 17

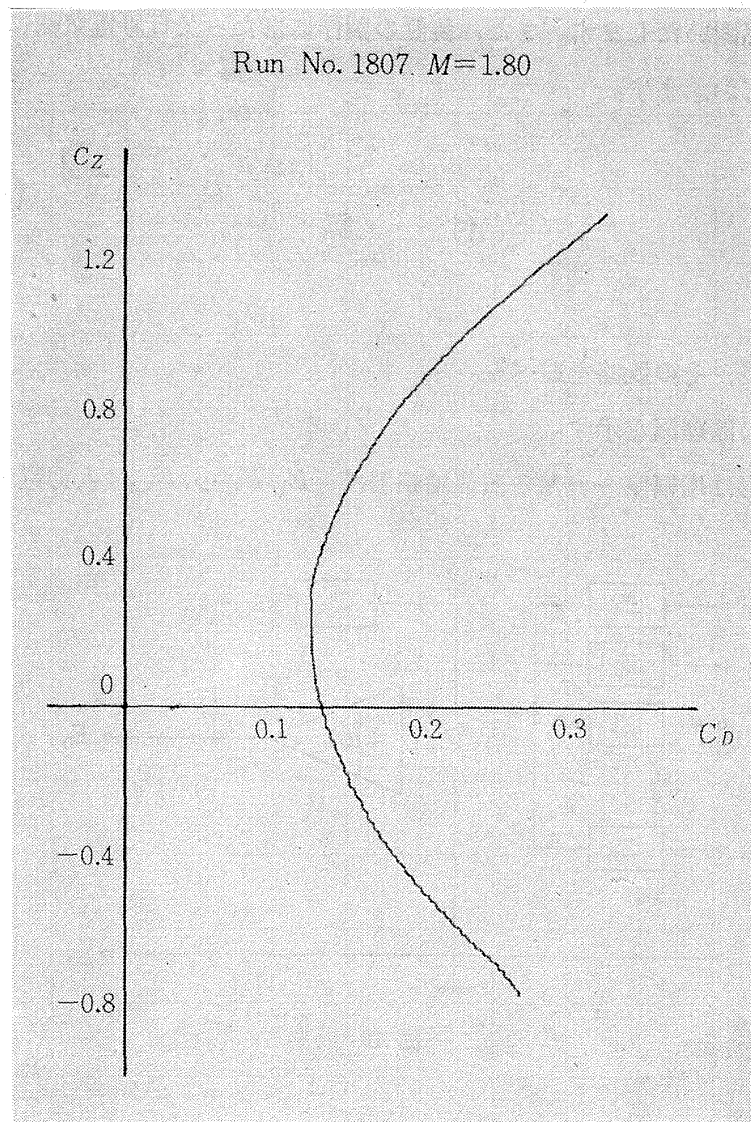


図 18

5. 結 果

本装置をもって得られた結果から、一応の結論を述べてみる。

- (1) $C_z-\alpha_T$, $C_m-\alpha_T$, $C_x-\alpha_T$ 等, 係数を乗じ, あとは加算のみで結果が得られるものについては, 動圧 q の推定さえ適正であれば, 一応満足な結果が得られる。
- (2) C_D については, $\sin \alpha_T$ を α_T で近似している点, $C_z \cdot \alpha_T$ の演算を実行するため乗算器を用いねばならないため, ドリフトやノイズの影響が大きく現われる点など, いくぶん問題があり, 十分な結果を得るためにはさらに一考を要する。
- (3) C_z-C_D については, C_D さえ良好であれば, それ自体では問題はない。

最後に, この装置の製作と実験をとおして御指導と御助言をいただいた, 空気力学第二部重見部

長、高木室長に深く感謝いたします。また、装置の製作にあたって日本電気㈱に御尽力いただいたことも合わせて記しておきます。

付 録

線形演算器

線形演算器について、その既略を述べる。

図19に線形演算器の原理図を示す。

図において、三角形は増幅度 $-\mu$ なる演算増幅器で、 E_1, E_2, \dots, E_n は入力電圧、 e_0 は格子電圧、

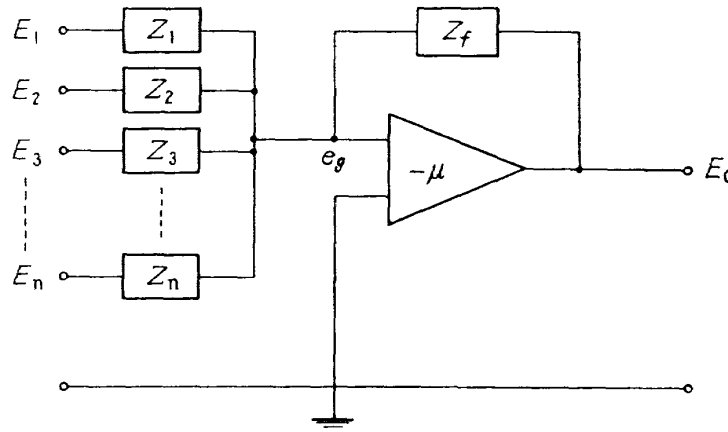


図 19

Z_1, Z_2, \dots, Z_n は入力インピーダンスそして Z_f が帰還インピーダンスである。

ここで、格子電流を無視して次式が成立する。

$$\begin{cases} (E_1 - e_0)/Z_1 + (E_2 - e_0)/Z_2 + \dots + (E_n - e_0)/Z_n = -(E_0 - e_0)/Z_f \\ E_0 = -\mu e_0 \end{cases}$$

これより、

$$E_0 = - \left\{ Z_f \sum_{i=1}^n (E_i/Z_i) \right\} / \left[1 + (1/\mu) \left(1 + Z_f \sum_{i=1}^n (1/Z_i) \right) \right] \quad (\text{付 1})$$

ここで、増幅度 μ が十分大で

$$\mu \gg 1 + Z_f \sum_{i=1}^n (1/Z_i)$$

ならば、(付1)式の分母の第2項は無視でき、

$$E_0 = -Z_f \cdot \sum_{i=1}^n (E_i/Z_i) \quad (\text{付 2})$$

となる。

(1) 加算係数器

(付2)式において、 $Z_1=R_1$, $Z_2=R_2$, …… $Z_n=R_n$, $Z_f=R_f$ とすれば

$$E_0 = -\sum_{i=1}^n (R_f/R_i) \cdot E_i$$

となり、出力電圧は、入力電圧 E_i に R_f/R_i なる係数をかけたものの和として与えられる。これが加算係数器である。

特に、

$$R_1 = R_2 = \dots = R_n = R_f$$

ならば、

$$E_0 = -(E_1 + E_2 + \dots + E_n)$$

となり、単なる加算器となる。

また、

$$E_2 = E_3 = \dots = E_n = 0$$

ならば、

$$E_0 = -E_1$$

で、符号変換器と言われるものである。

(2) 加算積分器

(付2)式において、 Z_f に蓄電器を用いて、

$$Z_f = 1/CP, \quad Z_1 = R_1, \quad Z_2 = R_2, \quad \dots, \quad Z_n = R_n$$

とすれば

$$E_0 = -\sum_{i=1}^n (1/R_i CP) \cdot E_i \longrightarrow = -\sum_{i=1}^n (1/CR_i) \cdot \int E_i dt$$

となり、出力電圧は、入力電圧 E_i に $1/CR_i$ なる係数をかけて時間について積分したものと和となる。

特に、

$$E_2 = E_3 = \dots = E_n = 0$$

とすれば

$$E_0 = -(1/CR_1) \int E_1 dt$$

となり、積分器となる。

文 献

- 1) 空気力学第二部：1m×1m吹出式超音速風洞の計画と構造，航技研報告 TR-29（昭和37）
- 2) 新井 忠，原 亘利：吹出式超音速風洞による実験データの処理方式について（I），航技研資料 TM-19（昭和38）
- 3) 高木廣治，谷 喬，齋藤秀夫，新井 忠：1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験，航技研資料 TM-20（昭和38）

<p>I. NAL TM-51 航空宇宙技術研究所 超音速風洞空力データ表示記録装置について</p> <p>II. NAL TM-51</p> <p>III. 1965年5月 22ページ</p>	<p>I. 谷 喬 高 島 一 明 原 亙 利 近 藤 洋 史 NAL TM-51</p> <p>II. 533.6.07. 087.4</p>
<p>I. NAL TM-51 航空宇宙技術研究所 超音速風洞空力データ表示記録装置について</p> <p>II. NAL TM-51</p> <p>III. 1965年5月 22ページ</p>	<p>I. 谷 喬 高 島 一 明 原 亙 利 近 藤 洋 史 NAL TM-51</p> <p>II. 533.6.07. 087.4</p>
<p>I. NAL TM-51 航空宇宙技術研究所 超音速風洞空力データ表示記録装置について</p> <p>II. NAL TM-51</p> <p>III. 1965年5月 22ページ</p>	<p>I. 谷 喬 高 島 一 明 原 亙 利 近 藤 洋 史 NAL TM-51</p> <p>II. 533.6.07. 087.4</p>
<p>I. NAL TM-51 航空宇宙技術研究所 超音速風洞空力データ表示記録装置について</p> <p>II. NAL TM-51</p> <p>III. 1965年5月 22ページ</p>	<p>I. 谷 喬 高 島 一 明 原 亙 利 近 藤 洋 史 NAL TM-51</p> <p>II. 533.6.07. 087.4</p>

TM-49 Queen-Air 機の失速特性について
TM-50 LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振
動試験について

1965年2月 幸尾治朗, 岡鎌埜 遠一男
照井祐之, 田幸武
1965年5月 中井暎一, 日出夫

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料51号

昭和40年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)
印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10
