第 21 図 有効ヤング係数と模型構造との関係

現状では FEM と光弾性の両立することを必要とすることを述べた。

そして次には FEM を使って固体材料の巨視的性質をその構成要素の性質に戻って推定できそうだとすることを述べた。しかしここでは計算の可能性を示したつもりで、固体材料の（できれば）総ての機械的性質を推定できるとはっていない。その主なる理由は私の考えでは—ハード・ウェア、すなわち材料の物理的性質に関する（実験的）知識がないことに基因すると思う（例をあげれば結晶粒界の性質が、計算を可能にする形では与えられていない）。ソフトウェアの計算はできるようになったがハード・ウェアがないということ、あるいは少ないということを使うのである。

すなわち、私の申し上げたいのは、ソフト・ウェア（有限要素法）とハード・ウェア（光弾性実験）の両立ということである。ここで私の論点は一貫性を持たせたつもりである。残念ながら極めて常識的当たりさわりのない結論でしかありえないが。

文 献

- 1) 宮本博, 白鳥正樹, 三好俊郎, 大藤誠: 金属材料の機械的挙動のシミュレーション, 日本機械学会誌, 74巻, 624号, pp. 53-63.
- 2) 大久保忠恒: 塑性と加工, 11巻, 111号, pp. 223-230.
- 3) 宮本博, 石島洋二, 本間森二: 研削砥石の機械的挙動に関するシミュレーション, 日本鋼構造協会, 第5回大会研究集会, マトリックス構造解析法研究発表論文集, pp. 378-385.

節点法による温度解析*

Temperature Analysis by the Thermal Nodal Method

大 島 耕 一**

Koichi OSHIMA

要 約

いわゆる節点法による温度解析法の精度を、ある人工衛星模型のスペース・チェンバー試験結果から統計的に解析することを検討し、最もよい節点系の作り方についての一般的指標がえられた。またこのようにして得られる数学模型を利用して、計算された温度分布を観測値と比較することにより、その模型の推定精度を検定した。この結果、内部機器に対して、仮想的な外被構造を仮定し、あまり多くない節点をもった系の模型が最高であり、その推定温度の標準誤差は、約

3.2 度であった。

1. は し が き

人工衛星などの複雑な系の温度設計をする際には、いわゆる節点法と呼ばれる方法が広く行なわれている。この方法は、対象物上に、適当な数の点を選び、それぞれの点に対して、定まった量の熱容量と、熱入力を与え、一方、それぞれの点相互の熱伝達率を、何らかの方法で決定し、これらのパラメーターを使って、各節点についての熱量平衡の式を連立させて、各点の温度を求めようとするものである^{1)~3)}。この方法は、他に適当な方法がなく、スペース・チェンバーなどによる実験も信頼度の高い資料を与えないことなど

* 昭和 46 年 12 月 16 日原稿受理

** 東京大学宇宙航空研究所

のために、広く使用され、上記文献にあるように、完備した計算プログラムも公開されている。しかし上記の記述にも現われているように、この際の節点の選択方法、それぞれの節点に対する各種のパラメーターの決定方法について、不確定の要素が多く、また何よりも、この節点法の基礎方程式自身を、数学的に厳密な根拠をもって導くことが出来ないことなどのために、得られた結果についての信用度はあまり高いものではなかった。この点に関連して、節点法の方程式系そのものは認めた上で、それに雑音 (noise) が重畳したばあいの誤差分析や、少数の実験例から、もとの節点系のパラメーターを修正する方法などについての幾つかの研究が発表されている^{4)~6)}。

しかし、この論文では、ある人工衛星模型について、十分な数の実験を行ない、得られた観測値だけを統計的に処理して、熱平衡方程式系を見つけだし、最も有意な節点系を構成しようとした、純粋に帰納的な研究が紹介される。この際多数の観測値から、統計的結論を導くために、統計的推測法が使用され^{7), 8)}、特に最小自乗解を求める際の計算手法について、統計的回帰分析と関連づけられた、一般化逆マトリックス法が使用された^{9), 10)}。

一般に、観測値から、元の方程式系のパラメーターを修正しようとする問題は、いわゆる線型推測の問題として、工学の多くの分野で、それぞれ研究が進展しており^{11), 12)}、節点系について、これを適用した例も報告されている。しかし、このような意味での線型推測法をそのまま適用するには、節点系を記述する方程式系があまりにも巨大であるために、成功の見通しはあまり多いとはいえないであろう。したがって、ここでは、逆の立場をとり、得られている観測値から組み立てうる方程式系は、どのようなもので、そのうち最良のものはどれで、その方程式系、つまり数学模型を使用すると、どの程度の予測精度が得られるかという問題に解答を与えることを試みる。

最後に、この研究は、人工衛星の温度設計法を確立するための一連の研究の一部として行なわれたもので、他の関連する幾つかの研究とあいまって、温度設計法の基礎となったものであることを記しておく^{14)~16)}。

2. 実験資料

実験に使用された人工衛星模型の写真およびそれぞれの温度測定点を、第1図、第2図に示してある。これらの温度測定点を、節点と考え、それぞれの節点にわり当てられた熱容量、その他のパラメーター値を第1表に示した。実験は宇宙航空研究所の2mスペース

・チェンバーで行なわれた。この際、模型は、一定温度に保たれたスペース・チェンバー内に、吊り下げられ、内部搭載機器のどれか一つに一定量の熱を加え、熱平衡状態に達した後の温度分布を測定した。このような測定を、それぞれの搭載機器について3通りずつの異なった熱量を与えた実験を1組として、全体で12通りの搭載機器について行なった。つまり合計36通りの観測値が得られたことになる。このそれぞれのばあいに加熱された節点の表は、第2表に与えてある。すなわち、 M 個の節点系について、 K 通りの加熱法で実験を行ない、それぞれの加熱法について、 L 通りの異なった加熱量での温度平衡が得られたとすると、それぞれの節点について $K \times L$ 通りの値が得られたことになる。今のばあいには $K=12$, $L=3$ で $M=19$ であった。

さて、この $K \times L$ 通りの温度測定値 T_i (ただし i は節点につけた番号とする) と、それぞれのばあいに、各節点にわりあてられた熱量 Q_i との関係を見出そうとするのが、当面の問題である。この際、最も簡単な推定としては、各節点について、これらの点の間の線型一次結合関係を仮定するのが自然であろう。すなわち、

$$\sum_{i=1}^M c_{ij} T_i = Q_j \quad j=1, \dots, M \quad (1)$$

が、 $K \times L$ 通りのばあい、それぞれについて成立しているとして、未知のパラメーター c_{ij} を決定しようとするもので、したがって $M \times K \times L$ 通りの観測方程式(1)を、 $M \times K \times L$ 個の温度観測値と、熱量のわりあて値を使用して、最小自乗法によってとき、未知パラメーター c_{ij} を求めようとするもので、 $c_{ij}=c_{ji}$ が成り立つとするのが自然であるから、この際の未知パラメーターの数は $M(M-1)/2$ 個になる。

さて、このような線型1次関係(1)の誤差、つまり数学模型の誤差は、 T_i の測定誤差、 Q_i の測定誤差、 Q_i を各節点に割り当てる際の誤り、および線型方程式(1)そのものの誤り、の4つの原因より成るであらう。

第1図 人工衛星の模型

第2図 節点配分図

第1表 節点表

Node	Name	Heat Cap. watt. sec/K	α	ϵ	Area cm ²
1	Outer Side Wall	1,396.24	0.81	0.84	3,570.00
1	Inner Side Wall, Top	287.22	0.95	0.86	2,120.04
1	Inner Side Wall, Bottom	188.31	0.95	0.86	1,389.96
2	Flat Deck	835.94	0.95	0.86	1,466.55
3	Outer Side of Top Cover, Outer Part	226.04	0.31	0.12	1,215.90
3	Inner Side of Top Cover, Outer Part	648.83	0.95	0.86	1,215.90
4	Outer Side of Top Cover, Inner Part	378.83	0.31	0.12	290.00
4	Inner Side of Top Cover, Inner Part	470.93	0.95	0.86	290.00
5	Telemeter Transmitter	107.58		0.86	170.36
6	Subcarrier Modulator	118.88		0.89	168.00
7	Battery	673.95		0.86	525.60
8	Commutator A and B	79.53		0.89	90.48
9	Commutator C	4.19		0.89	17.48
10	Logic Controller	232.74		0.89	245.10
11	Sun Sensor	91.67		0.86	97.20
12	House Keeping Unit	51.91		0.89	32.00
13	Command Receiver	246.90		0.86	383.40
14	Command Tone Decoder	175.81		0.89	254.00
15	Command Filter	119.30		0.89	182.50
16	Preselector	63.63		0.86	95.00
17	Regulator Converter, Middle	233.16		0.89	150.00
18	Regulator Converter, Bottom	232.58		0.89	150.00
19	Regulator Converter, Top	232.32		0.89	150.00

う、このうち T_i, Q_i の測定誤差は、原理的に推定可能であり、恐らく正規分布をなし、無視しうる程度に

小さくすることも可能であろう。第3と第4の原因は、分離することが出来ないのも、まとめて、数学模型の

第2表 加熱条件

Case Tested	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Heated Node	3	4	5	6	7	8	10	11	14	16	17	18
8 Nodes	○		○							○	○	○
10 Nodes	○		○			○				○	○	○
13 Nodes	○		○	○	○	○	○		○	○	○	○
16 Nodes	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
19 Nodes	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○

誤差と呼ぶことにしよう。この最後のものの最も小さいような節点系模型を作ることが、今日の目的である。このうち、 Q_i の割りあてについては、今の実験では選択の余地がないので、節点のとり方について、幾つかのばあいを比較検討した。合計5通りで、それぞれ8, 10, 13, 16 および 19 個全部をとりいれたばあいが試みられたが、それぞれのとりいれた節点は、第3表に示してある。この選択は、あまり重要でなさそうな節点を落とすという単純な方針によって行なわれた。

観測方程式(1)は、次のようにかき直すと、物理的な意味がはっきりするであろう。

$$\begin{aligned} & \sum_{i \neq j} DRAD_{ij}(\sigma T_i^4 - \sigma T_j^4) \\ & + \sum_{i \neq j} DCOD_{ij}(T_i - T_j) \\ & + DRAD_{ii}(\sigma T_i^4 - \sigma T_{\infty}^4) = Q_i \\ & (i=1, \dots, M) \end{aligned} \quad (2)$$

すなわち、これは節点 i についての熱量平衡の式で、 $DCOD_{ij}$ は節点 i と j の間の熱伝導率、 $DRAD_{ij}$ はその間の放射熱伝達を与える係数で、元の式(1)にはこの4乗の項は表われていなかったものである。 $DRAD_{ii}$ は節点から、外部温度 T_{∞} をもった壁に対する放射熱伝達係数で、 σ は Stefan-Boltzmann の定数である。ここで、さらにこの数学模型の精度を検討するために、(2)式の $DRAD_{ij}$ をとり入れたばあいと、とり除いたばあいとを取り扱った。前者を放射型模型・CR 模型と呼び、後者を線型化模型・LIN 模型と呼ぼう。また T_{∞} が節点によらず定数であると考えた模型と、節点によって異なるとしたばあいを考えた。これは、前者が温度一定のスペース・チャンバー

第3表 数学模型にとりいれた節点

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
19	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
18	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
16	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
13	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
10	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
8	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○

壁にかこまれているという幾何学的な状態をそのまま表現しているのに対して、後者は、内部搭載機器が、直接に、外部節点にとりかこまれているのではなく、仮想的なある温度をもつ外被にとりかこまれていると考えるもので、前者を、幾何学的模型、GM 模型、後者を仮想外被模型、VH 模型と呼ぶことにしよう。このようにして全部で、5通りの節点の取り方、2通りの CR または LIN 模型、2通りの GM または VH 模型の合計 20 通りについて考察した。

3. 統計的推測

通常の記述に従って観測方程式をかくと、

$$Y = \beta X + \epsilon \quad (3)$$

とかける。ここで X は変数の観測値、 Y は従属変数の観測値で、未知のパラメーター β を誤差の自乗和を最小にするように定めることを考える。式(2)と対応をつけると、 X は $(\sigma T_i^4 - \sigma T_j^4)$, $(T_i - T_j)$, $(\sigma T_i^4 - \sigma T_{\infty}^4)$, Y は Q_i で、 β は $DRAD_{ij}$, $DCOD_{ij}$, $DRAD_{ii}$ などである。

もしマトリックス X の位が落ちていなければ、 β の最小自乗解 b は

$$b = (Y'Y)^{-1}(X'Y) \quad (4)$$

で与えられる。位が落ちているときでも $(X'X)$ の一般化逆マトリックスを c とすると

$$b = cX'Y \quad (5)$$

となる。

さて $X'X$ は半正値対称マトリックスであるから、必ず次の形に変換出来る。

$$\begin{pmatrix} \overbrace{1 \dots 1}^{r \text{ 個}} & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & 1 & 0 & 0 \\ & & & \ddots & \end{pmatrix}$$

すなわち r 次の対称行列と、残りの 0 行列に分解出来る。ここで r は、元のマトリックスの位の数である。この結果は一義的であるから、最小自乗推定値 b は、 r 個の決定された値をもつ解と、残りの不定の解より成る。この後者は、結果の精度には何の影響をもたないから 0 とおくのが便利である。

実際の計算法は、マトリックス $X'X$ の次数が高いので多少の技術を要するが、要するに前進的なはき出し法による外はない。この際、どの行からはき出すかを決定するのに、通常やられるように、ピボットの最大なものから行なうもの、定数項の偏相関係数の最大なものから行なうもの、結果の誤差の自乗和を最も大きく減少させるものから行なうもの、などが試みられ

たが、最小自乗方程式を、相関係数型にかき直してから計算を進めると、上記2と3の方法では、ほとんど差は認められない。第1の方法は、時として成功しないことがある。このはき出しを進めて行けばいい、誤差の自乗和の減少分 ΔSS と逐次 F 検定の F 値の変化の一例を第3図に示してある。 ΔSS も F も初めはほぼ一定の傾斜で減少し、約80ステップ位で急速に0に下がる。この最初のほぼ一定の割合で減少している部分が、 b の値が順次繰り入れられている部分で、推測精度が上昇しつつある部分に相当し、これが終わると b の残りの値は、皆0に近いものばかりになり、元のマトリックスの位が終わるとともに、 ΔSS も減少しなくなる。このような b の値の変化の1例を第4図に示してある。

このようにして b の値は、本来0であるものと、マトリックスの位が落ちているために不定となり、0とおかれるものとの2通りがあることに注意しよう。つまり、遠く離れた節点の間では、結合がないばあいもありうるから、そのような節点間では、 $DRAD$ も $DCOD$ も0となるべきであろう。したがって、通常の回帰分析の際のように、そのパラメーターが0であるかないかの有意水準で F 検定を行ない、とり入れたり、除外したりする、いわゆる F 検定は今のばあいは不適当で、このマトリックスはき出しの計算は、位のなくなるまで続けるべきで、そのようにして得られた結果の一意性は、上に述べたことから、また実際計算の結果からも確かめられた。

得られた結果の一部を第4表に示してある。ここで F_{in} 、 F_{out} は上に述べたことからわかるように意味の

ある量ではないが、参考のために記した、逐次 F 検定値、偏 F 検定値で、 R 、 V 、 SS 、 β 、 SE はそれぞれ重相関係数、標準偏差、誤差の自乗和、定数項、標準誤差を示し、行なわれた計算のステップを step に、その際の未知数の数を unknown に全観測方程式の数を data に示してある。

第3図 自乗偏差減少分および F 値

第4図 パラメーター値

第4表 統計的分析表

	F_{in}	F_{out}	R	V	SS	β_0	SE	step	unknowns	data
18	0.0981	0.0001	0.9885	0.0108	44.66	-0.1129	0.2922	125	171	648
16 VH	0.0007	0.0011	0.9884	0.0001	44.94	-0.1300	0.3189	134	136	576
13 LIN	11.3138	0.0000	0.9841	1.3362	60.66	-0.2734	0.3734	33	91	468
10	0.0000	0.0021	0.9849	0.0000	54.67	-0.3054	0.4234	55	55	360
8	0.0000	0.0088	0.9805	0.0000	63.89	-0.4293	0.5045	37	36	288
13	77.63	0.0009	0.9845	1.958	59.40	-0.2216	0.3683	30	169	468
10 VH	2.2749	0.0001	0.9890	0.3005	39.98	-0.3000	0.3557	44	100	360
8 CR	0.1005	0.0000	0.9859	0.0182	46.27	-0.3933	0.4476	57	64	288
19	2.1019	0.0001	0.9767	0.2874	90.41	0.0518	0.3866	79	175	684
16	0.0121	0.0005	0.9741	0.0033	99.43	0.0454	0.4675	121	124	576
13 GM	0.0000	0.0017	0.9689	0.0000	118.04	0.1102	0.5530	82	81	468
10 LIN	0.0000	0.0694	0.9610	0.0000	139.77	0.0356	0.6704	49	48	360
8	0.0000	0.3104	0.9468	0.0000	171.68	0.0134	0.8189	32	31	288
13	5.568	0.0009	0.9827	0.6823	66.04	0.0710	0.4099	75	159	468
10 GM	0.9786	0.0007	0.9741	0.4400	93.44	0.0201	0.5562	58	93	360
8 CR	1.5732	0.0001	0.9610	0.0103	126.89	0.0044	0.7428	58	59	288

種々の模型の優劣を比較するために、重相関係数の値を第5～8図に示してある。これらの図から、VH模型の方がGM模型より優れていること、とり入れた b の数(図中に記入してある数)が同じならば、模型の精度も大体等しいこと、CR模型の方がLIN模型より僅かに優れていること、などがわかる。

このようにして得られた b の値、すなわち $DRAD$ 、 $DCOD$ の値は、実際の設計計算の立場からは興味をひくものであるが、ここではそれに関する議論は省略して、直ちに得られた結果についての誤差分析を行うことにする。

4. 誤差分析

それぞれの数学模型について得られた結果の誤差分析表を、第5表と第6表に示す。第5表は、 Q_i の誤差、すなわち、観測方程式の Q_i を示し、その平均値 ME 、標準偏差 SE 、3次のモーメント $3D$ 、4次のモーメント $4H$ を示してある。18-VH-LIN模型と16-VH-LIN模型では、とり入れられたパラメーターだけでは、弧立した節点を生じ、その節点の温度が定まらない点があったので、それを除いたので、 SE が0でなくなりましたが、その他では当然0となっている。もし誤差が正規分布であるとすれば、 $3D$ は0に、 $4H$ は3になるはずである。VH模型の方がGM模型よりも SE はやや少ないが、 $4H$ は大きく、 $3D$ のばらつき

第5図 重相関係数(1)

第6図 重相関係数(2)

第7図 重相関係数 (3)

第8図 重相関係数 (4)

第5表 熱量の誤差分析表 (36 case)

	Q ME	Q SE	Q 3D	Q 4H
VH. LIN				
18	-0.016	0.310	0.068	24.995
16	-0.011	0.310	0.009	25.160
13	0.000	0.329	-0.364	22.920
10	0.000	0.402	-0.500	15.486
8	0.000	0.475	-0.663	10.829
VH. CR				
13	0.000	0.267	-0.355	20.064
10	0.000	0.336	-0.463	13.399
8	0.000	0.423	-0.524	9.142
GM. LIN				
19				
16	0.000	0.443	0.806	11.265
13	0.000	0.526	0.628	8.509
10	0.000	0.644	0.573	6.349
8	0.000	0.787	0.600	5.539
GM. CR				
13	0.000	0.394	-0.096	9.642
10	0.000	0.570	0.344	6.063
8	0.000	0.703	0.356	4.975

第6表 温度の誤差分析表 (36 case)

	T ME	T SE	T 3D	T 4H
VH. LIN				
18	-0.460	4.668	2.157	12.766
16	-0.303	4.715	1.883	11.704
13	0.120	3.239	0.282	5.164
10	0.146	3.414	-0.207	4.528
8	0.107	4.664	0.054	11.528
VH. CR				
13	0.182	3.379	0.695	8.435
10	0.168	3.139	0.016	4.280
8	0.225	3.455	-0.062	3.716
GM. LIN				
19				
16	-1.340	7.814	0.165	10.994
13	-0.735	7.864	0.967	4.639
10	-0.361	7.873	0.765	4.053
8	-0.432	9.589	1.047	4.003
GM. CR				
13	-1.850	14.930	-1.127	9.750
10	-0.770	7.612	0.294	2.899
8	-0.528	9.177	9.728	3.060

も激しい。このことは VH 模型の方が、大部分の節点ではよい推測値を与えているが、幾つかの大きく外れた点を含むことを示している。また LIN 模型と CR 模型とでは、あまり違いはないように見える。これら

のことは全て、前節に述べたことと当然矛盾しない。

第6表は温度の誤差分析表である。この計算は、Q の最小自乗解を求めたもので、T の最小自乗解を求めたものではないが、それにもかかわらず、T、ME は

第9図 温度の平均値の偏差 (1)

第10図 温度の平均値の偏差 (2)

第11図 温度の標準偏差 (1)

第12図 温度の標準偏差 (2)

非常に小さく、 T についてもよい推定を与えていることがわかる。さらに、 SE を比較して、VH模型の方が、GM模型よりも遙かに優れ、LIN模型と、CR模型では、変数の数が近ければ、あまり差はないことが示され、結局最もよい模型は、13-VH-LIN または 10-VH-CR で、そのときの SE はそれぞれ 3.239°C または 3.139°C であった。また、この最良模型では、 T の誤差分布が $T3D$, $T4H$ の値からわかるように、正規分布に近いことも示された。

第9図、第10図に各節点に対してとった TSE を示してある。1, 2, 3, 4 節点が外被上にあり、それ以外が内部搭載機器であることを思い出すと、VH模型が、節点によらず、ほぼ一様な分布を示すのに対して、GM模型では、内部搭載機器に対して非常に悪い平均値誤差を示している。また、第11図、第12図には、同じく標準偏差を示してある。ふたたび、VH模型が

全ての節点に対して一様な値を示すのに対して、GM模型では、絶対値も大きく、特に内部機器に対して非常に大きくなることを注目したい。

5. 結 論

以上によって、人工衛星模型のスペース・チェンバー試験の結果だけから、帰納的に、熱平衡方程式を導き、さらに考えられる種々の節点系模型のうち、最良なものを決定することが出来た。この最良模型は、内部機器に対して、仮想的な外被構造をとりいれたものであって、線型模型では 13 節点位、放射型模型では 10 節点位の節点より成る系であった。このことは恐らく、他のばあいに対しても同様に成立するであろう。

またこのばあいの誤差分布は、正規分布に近く、この模型が、原系の統計的性質をよくうけついでいることを示すようにみえる。

このようにして、節点系熱平衡方程式系の誤差を決定することができると、実機の温度設計誤差は、上記の模型誤差と、工作材料・飛行条件などに起因するパラメーター値の誤差により、後者は、個々の部分の資料と、熱平衡方程式の微分とから計算することができるので、実機の温度設計誤差を定量的に知ることができるようになった。このことは、人工衛星の最適設計を定める上で役に立つであろう。

文 献

- 1) J. T. ANDERSON: A Review of Digital-Computer Heat-Transfer Programs, ASME Paper 65-WA/HT-48.
- 2) H. D. SCHLITZ: Thermal Analyser Computer Program for the Solution of General Heat Transfer Problems, NASA CR-65581.
- 3) J. L. GADDIS: Explicit Finite Heat Transfer Program, NASA CR-65472.
- 4) B. H. BROWNE, Jr.: Statistical Estimation of Thermal Network Model Errors, ASME Paper 68HT-48.
- 5) T. ISHIMOTO and H. M. PAN: Thermal Network Correction Techniques, AIAA Paper 70-821.
- 6) G. B. HELLER: The Status of Thermophysics as a Multidiscipline Area in Astronautics and Aero-

- nautics, AIAA Paper 70-812.
- 7) C. Radhakrishna RAO: Linear Statical Inference and Its Applications. John Wiley & Sons Inc. (1965).
- 8) N. R. DRAPER and H. SMITH: Applid Regression Analysis, John Wiley & Sons Inc. (1966).
- 9) A. Ben-ISAEL and A. CHARNES: Contributions to the Theory of Generalized Inverses, J. Soc. Indust. Appl. Math. Vol. 11, No. 3, pp. 667-699 (1963).
- 10) R. E. CLINE: Representations for the Generalized Inverse of a Partitioned Matrix, J. Soc. Indust. Appl. Math. Vol. 12, No. 3, pp. 588-600 (1964).
- 11) R. E. KALMAN: A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems, J. Basic Eng. March 1960, pp. 35-45.
- 12) V. O. NOWERY: Least Squares Recursive Differential-Correction Estimation in Nonlinear Problems, IEEE Trans. Automatic Control, Vol. AC-10, No. 4, pp. 399-407 (1965).
- 13) J. DOENECK: Adjustment of a Thermal Mathematical Model to Test Data J. Spacecraft Vol. 7, No. 6, pp. 720-726 (1970).
- 14) K. OSHIMA & Y. OSHIMA: An Analytical Approach to the Thermal Design of Spacecrafts, ISAS Univ. Tokyo Report 419 (1968).
- 15) K. OSHIMA & Y. OSHIMA: A Systematic Method of Thermal Design of Spacecraft, XIXth International Astronautical Congress Vol. 1, p. 411-431 (1970).
- 16) K. OSHIMA: An Experimental Critique to the Thermal Nodal Analysis, ISAS Univ. Tokyo Report 468).

ロケット軌道の予測と誘導制御における 計算機シミュレーション* Computer Simulations on Trajectory Prediction, Guidance and Control of Rocket Vehicle

志 甫 徹**
Toru SHIHO

1. ま え が き

近年、電子計算機の発達には目覚ましいものがあり、その利用も各方面に広がって来た。現在までのところ計算機には大別して三つの使い方がある。第1番目はいわゆる計算(computation)を目的とした利用法である。これは従来人間が莫大な時間をかけて行っていたものを機械が肩代わりをして極めて短時間に計算を行なうものであり、計算機の利用法としては最も歴史が古い。第2番目の使い方としては計算機シミュレ-

ション(computer simulation)がある。これは現在盛んに行なわれているもので、システム工学には不可欠の手段であり、本稿の主題とも密接な関連がある。第3番目の使い方としては情報処理(data processing)がある。これは大量のデータを記憶し、あるいはそれらの情報を加工(つまり処理)し、あるいはそれらに基づいて判断を下すというものである。航空機や列車等の座席予約システムとか、文献検索、人事管理、交通管制といった応用がある。また電子計算機を要素の一つとする計算機制御も情報処理的な使用法の例と言えよう。情報処理的な利用法は図形情報あるいは音声情報の処理技術の進歩に伴い将来最も発展するものと思

* 昭和46年12月16日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所計測部