

ペンシル・ロケットの計画と飛翔試験結果総合報告

糸 川 英 夫

1. 発 端

ペンシルロケットの計画が開始されたのは、昭和 29 年 5 月頃からで、いわゆる AVSA 計画に完全に基いてスタートを切つたと云うわけではない。AVSA 計画が政府予算に正式に計上されたのは、昭和 30 年度からであつて、当時は研究費財源として二つの source があつた。

一つは生研内での中間試験研究費として約 60 万円、このほかに糸川英夫を主任とする文部省試験研究費総合研究班として 40 万円、一つは通産省工業試験研究費として富士精密工業株式会社の交付となつた 230 万円がそれである。研究費の source が二つあつたということは、ロケット研究の中核体が二つ存在したことを示している。すなわち、別記のような生研内における AVSA 計画に基づくロケット計画と平行、または独立して、富士精密工業株式会社を中心とし通産省がスポンサーとなつたロケット研究の計画があつたわけである。この二つの研究の核は独立して発生しながら、その内情では最初から緊密な連絡があり、相互にその特質を尊重しながら、有機的かつ能率的に研究試作が進められてきている。本年度になって昭和 30 年度予算として AVSA 予算が正式に認められる段階に到つてこの二つの核は一つの核に、すなわち、AVSA 計画の一翼として統一されるに到つた。ペンシル・ロケットは発端から、ここに到る間の過渡的な時期に生れた。

昭和 29 年 5 月頃に、富士精密荻窪工場の設計室で筆者等が考えていた構想は、ロケット研究の第 1 着手として Test missile の系列をつくることで、当時 Lance 系列の名で一応の案が立てられた。Lance 系列は Tiny Lance, Baby Lance, および Flying Lance の三つで、順次に大きくなる。(Lance は投槍の意)、主としてロケット燃料の寸法をきめるためにたてられたこれらの机上プランはその後、日と共に具体化し、Tiny Lance はペンシル・ロケットとなり、Baby Lance はベビーとなり、さらに Flying Lance はアルファーとなつたわけである。ちなみに Tiny Lance がいつ頃から、誰によってペンシルの名にかえられたかはさだかでない。いつとはなしに誰ともなくペンシルと呼ばれ、気がついたときには新聞、雑誌、ラジオの宣伝力で、世界中にペンシル・ロケットの名が広まってしまうていた。

2. ペンシル・ロケット計画のねらい

当時の日本油脂武豊工場で生産し得る固体ロケット用燃料の径は 9 mm であつた。そこで現実にてっとり早く手に入るこの 9 mm 径プロペラントを使って、小さい test missile を考えて見ようというのがそのはじまりで従つてごく軽い気持ちで、道楽半分、おもちゃでもつくるような気持ちでスタートしたのが、国分寺のテストを終り、その結果を整理してみると、予想外に重要な数々のデータを提供してくれたのは一驚に値する。

全長 23cm, 世界一小さいペンシル・ロケットはまた世界一安価な test missile でもある。安価であることが現在の日本では最大の取柄である。小さいながらロケットのもつ基本要素をもち、一通りの飛翔性能をもっているために、計画、試作、生産、試験、飛翔実験の全分野にわたつて、ロケット工学にどんな問題点があるかを学ぶことができるであろう。例えば屋外の飛翔実験に何名の人員と、いくばくの費用がかかるかを私共は実際に知ることができたのであつて、これがペンシルのねらいであつた。

3. ロケット設計

ペンシル用エンジンについては本誌別稿を参照された。Thrust-duration は

$$29 \text{ 年 } 12 \text{ 月 } 25 \text{ 日 設計推算値 } 29 \text{ kg} \times 0.0906 \text{ sec}$$

ときめられたが、その後の荻窪工場テストスタンドで内圧測定が行われ、これで修正された推定値は

$$29 \text{ 年 } 2 \text{ 月 } 26 \text{ 日 内圧実測による推定値, } 43.5 \text{ kg} \times 0.06 \text{ 秒であつた。}$$

実際に国分寺で試験し、FASTAX 高速度カメラでとらえたロケット運動の解析結果から、逆算したものは 29 年 5 月 30 日 国分寺 FASTAX より逆算、 $39 \text{ kg} \times 0.075 \text{ sec}$ であり、これらの比較は興味がある。

プロペラント外径 9 mm に対して、ロケット機体外径は 18mm ととり、全長は L/D を約 13 にとつて、23cm ときめた。

4. 先端の形状

ロケットの先端形状をきめる式として、いろいろな考えから下のような式が提唱されている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁹⁾。

$$(i) \quad r = 2t(x - a^2) \quad (\text{Lighthill})$$

$$(ii) \quad r = t \left(\sqrt{1 - x^2} - x^2 \cosh^{-1} \frac{1}{x} \right)^{1/2} \quad (\quad)$$

$$(iii) \quad r = \frac{1}{\sqrt{x}} \left[\frac{\pi}{2} + \sin^{-1} 2x + 2x \sqrt{1 - (2x)^2} \right]^{1/2}$$

(Kármán)

(iv) tangent ogive $\frac{l}{d} = \sqrt{C-0.25}$ (Chartus)

secant ogive $C = \frac{\text{radius of arc}}{\text{dia. of base}}$

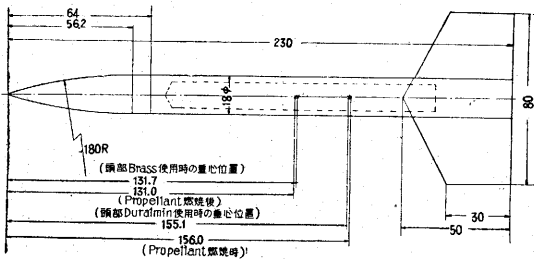
(v) $r=0.02(10x-x^2)$ $0 < x < 5$
 $r=0.5$ $5 < x = 6$
 $r=0.08715x-0.0229$ $6 < x < 8$ } (Dorrance)

以上を実際に検討した結果、ペンシルが sub-sonic であることを考慮して、tangent Ogive で R/d=10 としたものを採用した。もっとも最終決定は幾つかの先端形状の図面から線の美的観念⁽⁴⁾によってきめたといってもよい。実際の線図その他は Harvard の missile チャート⁽⁵⁾を利用した。

5. 尾翼と重心位置

ペンシル・ロケットの飛翔試験で最も問題となるのは、その launching stability である。ロケットは飛翔のスタートで速度が小さく、尾翼の空力的安定性能が得られないときに、強力な推力が機体の後端に働らくために、わずかな推力線の重心からの偏差も大きな不安定モーメントを生じ極めて不安定になる。もし十分に長い launcher を使用して、ランチャー内でプロペラントが燃え尽くせばこの問題は解決するが、今後の大きなロケットにこれを期待することは不可能なので、重心位置、尾翼面積、推力および duration が、launching および飛翔の両安定に及ぼす影響があるかが知りたいところである。設計のデーターとして知りたいのは、起り得る推力線の偏差 δ と、中心線からの偏り角 β の最大値である。国分寺の試験の結果、後述のようにこの値は知ることができたが、ペンシル計画の当初はこの値が不明であるため、既知の幾つかのロケットの尾翼面積について検討を⁽⁶⁾⁽⁷⁾加え、これに Slender body のもつ空力中心、空力モーメントを理論的に求めて⁽⁸⁾⁽⁹⁾勘案し、一応安定と思われる尾翼面積を決定した。

昭和 30 年 6 月 10 日現在までのところ尾翼面積は一度も変わっていない。ただし 6 月 15 日頃に尾翼面積を現在の 50% にしたものと 0% にしたものについての飛翔試験を生研 50 mレンジで行う計画になっている。



第 1 図

(4) 糸川英夫「航空機と線」巧芸=ニュース, 昭30, 5月

かくして第 1 図のようなペンシル・ロケットの外形図ができ上がった。使用材料として、先端部を steel, brass, duraluin の 3 種にかえることによって、重心位置を三通りにかえる。

計画図面から算出⁽¹²⁾した重心位置と、完成後飛翔直前に実測⁽¹³⁾した重量、重心、慣性モーメントを比較すると下のようになる。

ペンシル区分	(重心位置/全長) 計算	実測
30 S	57.3%	
30 B	57.0%	58.7%
20 D	67.4%	70.9%

ペンシル区分	推算重量	実測重量	推算横慣性性能率	実測横慣性性能率	推算極慣性性能率	実測極慣性性能率
	gr	gr	gr, cm, sec ²	gr, cm, sec ²	gr, cm, sec ²	gr, cm, sec ²
30 S		201.8	11.31	10.2	0.20	0.20
30 B	208.4	210.7				
20 D	163.5	161.0	6.54		0.18	

(ただし重量にはプロペラント 13gr を含まず)

いずれも計算値と実測値は極めてよく一致していることは注目に値する。

尾翼翼型は簡単のために平板を用い、翼前縁は丸くし、後端は wedge 型にとがらせた。

6. 分散波長

ロケットの飛翔運動方程式は複雑な非線型方程式⁽¹⁰⁾になるが、近似的に線型化すると一種の波動方程式の形になり、この時の波長は

$$\sigma = 2\pi \sqrt{\frac{k^2 m}{K_M \cdot \rho \cdot d^3}}$$

で表わされる⁽¹¹⁾。ここに

m = ロケット質量 ρ = 空気密度 K_M = 静安定係数

k = 慣性半径 d = ロケット直径

K_M は下の式で計算される⁽¹⁴⁾。

$$K_M = \frac{1}{2} \cdot \frac{2\pi\sigma}{1 + \frac{2\sigma}{\lambda_T}} \cdot \frac{F_T \cdot l_T}{d^3}$$

ペンシルについて上記諸係数を求めると

$$F_T = 32\text{cm}^2 \quad d = 1.8\text{cm} \quad \lambda_T = 2.0$$

$$l_T = 9.5\text{cm} \quad \rho = 0.125 \times 10^{-3} \text{ gr-cm}^{-4}\text{-sec}^2$$

$$mk^2 = 10\text{gr-cm-sec}^2$$

これを用いて、ペンシルの波長 σ を求めると、

$$\sigma = 26\text{m}$$

を得る。この値はペンシルのように小型で、かつ 10~50m のレンジで飛翔試験を行うロケットには適当した値と思われる。

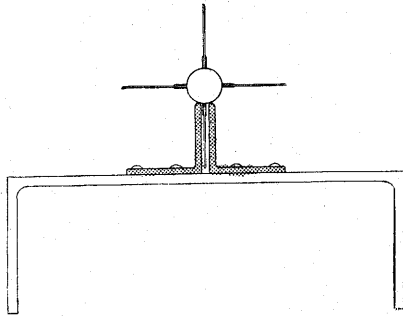
7. ランチャー (飛翔台)

ペンシル・ロケットのランチャーは launching speed を安全のために 100m/sec 位に抑えて長さを選定した。こ

の基準から別稿性能計算書より、全長 5m のランチャー設計を行うことになった。次に問題となるのは、ランチャーの形式、構造と寸法精度である。

ロケットと、ランチャーガイド（レール）の間隙を大きくし、精度を下げれば構造は簡単になり、同時に製造費も少なくてすむが、ランチングの精度が悪くなり、飛翔分散の原因を複雑にして、後の実験結果の整理を困難にする。逆に工作精度を厳密にして、例えば $\frac{1}{100}$ mm 程度の工作精度を要求するとすれば、全長 5m の工作物に対して、撓み量まで考慮すれば、剛性上の要求から、非常に重いものになり、運搬に困難、かつ製作費が著しく高くなる。

これらは経験的にきめるよりほかに、結局予備実験として、国分寺レンジで第 2 図のような、L アングル 2

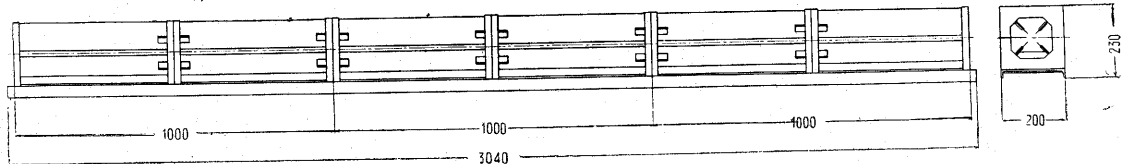


第 2 図

個を背中合せにした簡単なランチャーのテストを行った。このテストの目的は、ランチングに際して推力線偏差(後述)が大きく、レールからロケットが一時的に跳躍する現象が起きるか否かを確かめるためである。もし、跳躍現象がなければ、ランチャーの製作精度は余程下げられることになる。ペンシル・ロケット 6 個をこの平行ランチャーで飛翔させた結果、跳躍現象は起らないことが判った。この結果 3m のペンシル用ランチャーの工作精度が決定された。

次に構造法としては、ペンシル・ロケットには尾翼の翼角が 0° 、 2.5° 、 5° の 3 通りあり、スピンを伴うものが計画に含まれているので、ランチャー内でのスピン運動をどう始末するかが大きな問題になった。スピンを伴うランチャーは P. B. リポート⁽¹⁵⁾ そのほかにも報告があり、各種の案を検討し、数回の計画、製図を行い、その結果を検討した結果、最終的には第 3 図の構造方式ときまった。これによれば、スピン角 30° までの自由度があ

第 3 図



り、性能計算書 (31頁) によれば、ランチャー内で起り得る最大スピン角は 15° をこえないと思われるので、これで充分と考えられた。この構造法は、ランチャー内でのロケット運動を高速度カメラで撮影することを考慮に入れて設計された。

ランチャー完成後、使用に先立って、軸方向およびスピン方向の摩擦係数の測定を行った⁽¹²⁾。その結果は

- (1) エナメル塗装のまま軸方向摩擦係数 $\mu = 0.7 \sim 0.8$
スピン方向の臨界摩擦モーメント $M = 228 \text{gr-cm}$
- (2) エナメル拭拭後 $\mu = 0.4$
 $M = 50 \sim 70 \text{gr-cm}$
- (3) 動摩擦係数 $\mu_0 = 0.37 \sim 0.42$

いずれも実際のペンシル・ロケットを使用して測定したものである。

国分寺テストではロケットの始発位置をかえることによって launching length をかえてテストを行った。すなわち 3.0m、2.0m、1.0m および 0.5m の 4 種の launching length について飛翔安定、分散度を測定した。後に最近生研内 50m レンジが完成後、0.2m および 0-length launching のテストも行った。これについては本報告にはふれない。

8. スピン

前述のようにペンシルには翼角 0° 、 2.5° 、 5° の 3 通りがあり、スピン運動をするものとならないものがある。スピンを考慮したのは、理論的⁽¹⁰⁾に分散度は slow-spin でもかなり減少することが知られているので、この理論をチェックしたかったことと、もう一つは spin-range 法⁽¹⁶⁾による翼の空力係数測定法の可能性を検討するためであった。国分寺テストでは range が 14m にすぎず、分散波長は前述のように 26m なので range が波長に比して短かすぎるために、spin による分散減少はあまり顕著に表われていない。これはさらに長い range で検討されるべきである。また spin-range 法による空力深度測定法のためにはカメラ技術をさらに広範囲に駆使することが必要で国分寺で使用された電気標的では 2π だけの回転角が unknown として入るので、ごく slow な spin 以外には役に立たないことが判った。

9. 国分寺レンジテスト

A V S A 計画のうちの D-1 計画が、小型飛翔体 (test-missile) の水平レンジ飛翔試験で、ペンシルがこれに相当する第 1 回のテストになる。新設のレンジを作るに先立って、レンジとして要求される性能を知るために予備実験として既設の設備で一応飛ばしてみようというのが

そのねらいであつた。つまりペンシルのテストにプラス、レンジのテストというわけである。国分寺の新中央工業会社所有のレンジの示唆を受けたのは馬淵良造氏からで、幸いに同社の好意で別稿のような国分寺レンジテストを行うことができた。なおこのテストの結果、D-計画用レンジとしての要求事項が判明してきて、この結果生研 50m レンジが作られたわけであり、さらに 30 年度内には 300m レンジが完成の予定である。

ペンシルの側からいえば国分寺テストの最大のねらいは launching stability の検討であつた。ロケットは噴射終了後は、空力的考慮のみで安定が論ぜられ、これは従来の航空力学でかたがつくと思われる。未知の世界は launching 直後の不安定運動である。国分寺レンジはわずか 14m の長さであるが、launching stability をしらべるには充分な長さであつた。

このほかに速度、加速度の測定から、エンジンの推力-duration を求めること、抵抗係数の逆算、飛行中のエンジン作動状況、燃料の比較など、無数の収穫があつた。さらに重要なのは総合試験のやり方についての資料が得られたことで、ロケット飛行のために必要な現場技術者の数(国分寺では 35 名であつた)、所要経費、それに飛行に伴う測定の同期の問題(これはかなり厄介であつたが、二、三の失敗を除くと予想以上にうまく行った)や、試験作業のシステム、など新しい information が豊富に得られたわけである。

10. 飛行分散 (Dispersion) とロケット函数

ロケットエンジン噴射中のロケットの飛行経路が、分散のない場合の予定経路から偏よる角度(偏差角)を θ とすれば θ は下の式で表わされる⁽¹⁷⁾。

$$\theta - \theta_i = (\theta_0 - \theta_i) \dots\dots\dots (10.1)$$

$$+ \left(\beta + \frac{mg}{T} \cos \theta_i \right) G_1(\xi, \xi_0) \dots\dots\dots (10.2)$$

$$+ \frac{\delta\sigma}{2\pi k^2} G_2(\xi, \xi_0) \dots\dots\dots (10.3)$$

$$- r [G_1(\xi, \xi_0) + G_3(\xi, \xi_0)] \dots\dots\dots (10.4)$$

$$+ \alpha_0 G_3(\xi_1, \xi_0) \dots\dots\dots (10.5)$$

$$+ \frac{1}{2} \frac{\sigma}{\pi v_0} \left(\frac{d\phi}{dt} \right)_0 G_3(\xi, \xi_0) \dots\dots\dots (10.6)$$

第 1 項 (10.1) はランチャーとロケットの間に存在するガタのために出す誤差、または偏差で、ペンシルの場合は 0 と考えてよい。第 2 項 (10.2) の第 1 項は推力線とロケット機体中心線のなす角(推力線偏差角)、第 2 項は重力のための落下量である。(10.3) は推力線と重心との偏差変位 δ から起因する dispersion、(10.4)、(10.5) は空力的にロケットが完全対称でないために生ずる偏差量、(10.6) はランチャーから離れる瞬間にもつ角速度の影響である。噴射中に生ずる分散の原因の大半はこのうち (10.2) の第 1 項と、(10.3) から生ずると思

われるので、この式と、国分寺のテストで測定された dispersion から、 β および δ の値を求めることは極めて興味がある。

(10.1)~(10.6) で

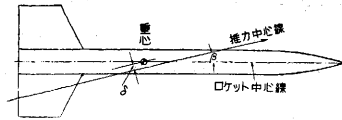
$\beta, \delta =$ 第 4 図に示す偏推力外偏差および偏差角

$m =$ ロケット質量

$T =$ 推力 $\sigma =$ 分散波長 $k =$ radius of gyration

$r =$ 翼角取付誤差 $\alpha_0 =$ 翼型零揚力角

$v_0 =$ 初期速度 (launching speed)



第 4 図

G_1, G_2, G_3 は Rosser のロケット函数⁽¹⁰⁾で、例えば G_1 は

$$G_1(\xi, \xi_0) = \frac{1}{2} \left\{ ir(\xi_0) - ir(\xi) + rr(\xi_0) \left[rr(\xi) - \frac{1}{\sqrt{\xi}} \right] \sin(\xi - \xi_0) + rj(\xi_0) rj(\xi) \sin(\xi - \xi_0) + rj(\xi_0) \left[rr(\xi) - \frac{1}{\sqrt{\xi}} \right] \cos(\xi - \xi_0) - rr(\xi_0) rj(\xi) \cos(\xi - \xi_0) + \frac{rj(\xi)}{\sqrt{\xi}} \right\}$$

ここに

$$rr(\omega) = \cos \omega \int_{\omega}^{\infty} \frac{\sin x}{\sqrt{x}} dx - \sin \omega \int_{\omega}^{\infty} \frac{\cos x}{\sqrt{x}} dx$$

$$rj(\omega) = \cos \omega \int_{\omega}^{\infty} \frac{\cos x}{\sqrt{x}} dx + \sin \omega \int_{\omega}^{\infty} \frac{\sin x}{\sqrt{x}} dx$$

$$ir(\omega) = \int_{\omega}^{\infty} \frac{rr(x)}{\sqrt{x}} dx$$

$$ij(\omega) = \int_{\omega}^{\infty} \frac{rj(x)}{\sqrt{x}} dx$$

$$\xi = \frac{2\pi Z}{\sigma} \quad \xi_0 = \frac{\pi m}{\sigma T} v_0^2 \quad Z = \text{飛行距離}$$

11. 国分寺テストから逆算した β と δ

高速カメラによる解析結果からすれば pencil-full は 5m の距離で 140m/sec になる。これは 30 S 系で 20 D 系では速度 185m/sec が最高である。これから

$$T = 39g$$

$$r = 0.075 \text{ 秒}$$

これを用いて

$$\xi_0 = \frac{2\pi}{\sigma} \left(\frac{G}{g} \right) v_0^2 \text{ を求めると,}$$

launcher length L に対して

$L = 0.5 \text{ m}$	1.0 m	2.0 m	3.0 m
$\xi_0 = 0.124$	0.25	0.51	0.78

(10.3) より δ -偏差は

$$\theta - \theta_i = \frac{\delta \sigma}{2\pi k^2} G_2(\xi, \xi_0)$$

ここに $\sigma = 26\text{m}$, $k = 7.1\text{cm}$, $\xi = 1.2$

として $\theta - \theta_i$ を計算すると

L ($\theta - \theta_i$) 計算 $\times 100$, ($\theta - \theta_i$) 実測 $\times 100$ δ (cm)

0.5	1.0	3.5	0.035
1.0	6.6	3.7	0.056
2.0	2.5	0.4~0.7	0.016~0.028
3.0	0.8		

すなわち、かりに実測された dispersion が全部 δ 偏差によるものとすれば

$$\delta = 0.2 \sim 0.6 \text{ mm}$$

の order で推力線が中心からずれていることになる。

同様に (10.2) を用いて、推力偏差角 β を求めると

$$\beta = 1^\circ \sim 4^\circ$$

の値を得る。すなわち、dispersion が全部 β -偏差によると仮定すると起り得る推力線偏差角は $1^\circ \sim 4^\circ$ の order でなければならぬ。

上は pencil-full の数例を検討した結果であるが、同様な解析を 20D系, pencil-half 系について行いつゝある。この結果は次回の報告としたい。

12. ロケットエンジン

ペンシル用エンジンについての詳細は戸田報告を参照されたい。ペンシル用燃料は中心に穴のある単純な円筒型で、形としてはごく標準的なもの、この形式は燃焼に伴い燃焼面積が時間とともに変わらないのが特色であるが、実際には燃焼初期は表面がロケット機体の金属に接着し、熱をとられるために燃焼速度が遅く、中心部に行ってから逆は逆に金属面が充分熱せられているので放射のために高温になり燃焼速度はやや早くなる傾向が予想される。これを補い、また燃焼ガスの流動をよくするために半径方向に小さい穴を数ヶあけるのが慣習で、ペンシルの場合もあけてある。飛翔後のエンジン、燃料収容部をしらべると、ノズル入口でかたりの腐蝕が認められ、特に、機体平行部のジュラルミン材質部の後端は、厚みが、ほとんどなくなっているものもある。燃焼ガスのジェットによる機械的・化学的、腐蝕作用はわずかに 0.07 秒の間にかなり強く、このことから燃焼後期の温度は比較的高いと想像される。高速度カメラによれば、燃焼後期にガス異常燃焼が認められるものがあるのは、この影響とも解釈できるので、燃焼は多少 progressive (尻上がり) 的傾向があるかも知れない。今後の問題として ceramic coating を行ったもので比較試験を行うことは興味があろう。その他の爆発などの異常燃焼は国分寺テストでは一度も発生せず、おおむね良好であった。

ペンシル、ハーフでは燃焼面積が半分になるので、throat area も半分にする必要がある。これも大体うまく行き、full, half とともに chuffing⁽¹⁸⁾ その他の不安定現象は一度も発生しなかった。(ペービーエンジンでは chuffing が数回発生している)。

飛翔後回収したペンシルのノズルには規則的な焼けあとの認められるものがあり、acoustic vibration* のある mode で燃焼が行われているのでないかと思われる節もあり、今後の検討を要する。

13. Pencil 300 と Two-stage-pencil

国分寺テストは機体の飛翔状況も、エンジンの作動も非常に安定であって、問題になる不安定現象が少なすぎる感がある。最初の実験としてはもう少し不安定現象が生じた方が今後の進歩に寄与すると、慾を出せば考えられるくらいである。例えば launching stability が悪くなる臨界点を求めることなど従って今後の問題で、このため前述のように、生研 50m レンジで目下新しいテストが進められている。

なお、Pencil-300 の名で全長を 300mm に伸し、先端部に発煙剤 ($TiCl_4$)** を封入して飛翔中発煙し、飛翔経路を visible にするものが試作され、50m レンジでテストを終っており、さらにブースターの接合および離脱のメカニズムを研究するために 2-stage pencil も完成している。今後の研究問題としてこれらについては次の機会に発表を譲りたい。

14. 国分寺テストについての結び

テスト自体からいえば国分寺テストは極めて経済的、能率的に行った。参加された各研究室の方々の並々ならぬご協力とご尽力の賜で感謝にたえない。これは総合研究所としての生研の価値をあらためて痛感させられたもので、今後の研究に大きな自信をもてることであった。ただ、輸送力の必要性は毎日感じたところで、今後いかなる所でロケットの試験が行われるにせよ、専用のトラック、自動車をもつことが絶対に必要であることが結論される。ペンシル・ロケットおよびランチャーの設計製作図面は垣見恒男君による。(1955. 6. 15)

文献およびリポート

- (1) Lighthill "Supersonic Flow past Bodies of Revolution" R & M 200
- (2) von Kármán "The Problem of Resistance in Compressible Fluid" Proc. 5th Volta Cong. Rog. Ac. Italy, 1936.
- (3) Chaffers "Some Ballistic Contribution to Aerodynamics" J. Aero. Sci. March, 1947.
- (4) 糸川英夫「航空機と線」工芸ニュース, Vol 23, No 5, 1955 (昭 30 年 5 月)
- (5) "Tables for the Design of Missiles" Cambridge. Harvard Computation Lab. 1948.
- (6) 秋葉鏑二郎「ロケット尾翼面積決定資料」生研糸川研リポート No. 1 昭和 29 年 10 月
- (7) 秋葉鏑二郎「ロケット回転モーメント資料」生研糸川研リポート No. 2, 昭 29 年 10 月
- (8) E. V. Laitone "The Linearized Subsonic and Supersonic Flow about Inclined Slender Bodies of Revolution" J. Aero. Sci. Vol. 14, No 11, 1947.
- (9) W. H. Dorrance "Nonsteady Supersonic Flow about Pointed Bodies of Revolution" J. Aero. Sci. Vol 18, No. 8, 1951.
- (10) Rosser, Newton, Gross, "Mathematical Theory of Rocket Flight" McGraw Hill Co. 1947.
- (11) H. S. Tsien "Engineering Cybernetics" McGraw Hill Co. 1954, p. 171.
- (12) 辰巳博司「Tiny Lance の重量, 重心, 位置及び極慣性モーメントの算定」昭 29 年 12 月 23 日, 富士精密工業会報告 研-M-設-3-54-1.
- (13) 秋葉鏑二郎「ペンシルの重量, 重心位置, 慣性率, 摩擦係数の測定結果」昭和 30 年 4 月. 生研糸川研リポート No 3.
- (14) 糸川英夫「航空力学の基礎と応用」共立社. 86頁
- (15) R. R. Newton "Spiral Launching of 4.5" Rocket" P. B. -34760 P. B. -102153.
- (16) Boltz and Nicolaidis "A Method of determining some Aerodynamic Coefficients from supersonic Free-Flight Tests of a Rolling Missile" J. Aero. Sci. Vol7, No10, 1950.
- (17) H. S. Tisen "Engineering Cybernetics" P.174.
- (18) R. N. Wimpess "Internal Ballistics of Solid-Fuel Rockets" Mc Graw Hill Co 1950.
- (19) G. P. Sutton "Rocket Propulsion Elements" John Wiley & Sons, Inc., 1949.

* 熊谷教授の示唆による。

** 山本教授の示唆による。