

〔II. 1. 3〕

強化プラスチックノーズコーンの超音速飛行時の
温度と耐熱性について

植 村 益 次 ・ 砂 川 恵
市 田 和 夫 ・ 井 山 向 史

Temperature and Heat-Resistant Properties of Nose Cone Made of
Fiberglass Reinforced Plastics in Supersonic Flight.

By

Masuji UEMURA, Megumi SUNAKAWA,
Kazuo ICHIDA and Hisashi IYAMA

Abstract: The nose cones of HT-110 rockets were fabricated of fiberglass reinforced plastics (FRP), which has a high ratio of strength to density, a good heat insulation effect and a high transparency for radar waves.

The nose cone and tail fin of rocket are exposed to high temperature due to the aerodynamic heating during the high supersonic flight. When the flight duration is not so long under the condition mentioned above, FRP nose cone can play its role as a structural component even though its thermal resistant characteristics are not so excellent compared with that of refractory metals, and owing to the low heat conductivity of FRP, the temperature at the inside of the nose cone has a little change and the measuring apparatus installed can keep their normal performances. Moreover, the ablation reaction over the surface of the cone is expected to contribute in decreasing the heat transfer coefficient at the aerodynamic heating.

In the present paper, the results of measurement of temperature on the FRP nose cone at the flight test of HT-110-2 together with that of the static experiments by use of the rapid radiant heating equipment are reported. The data obtained and some discussions on the results will give a better foundation on the analytical work and could be also effectively utilized for the design of heat resistant structures in the proceeding space program.

1. は し が き

SSR 委員会ですとめた小型ロケット (HT-110) では、(i) 重量軽減による性能向上と、(ii) レーダの透過性および、(iii) 次に述べる耐熱性のために、強化プラスチック (FRP) 製のノーズコーンが用いられた。

超音速飛行時の空力加熱によって、ノーズコーンは尾翼とともにその耐熱性が問題となる。FRP製のノーズコーンは高温にさらされた場合に次のような特色が考えられる。

(1) FRPの熱伝導率は金属にくらべて数百分の一も小さいので、外面は加熱されても内面の温度上昇は少なく、小型ロケットのためノーズコーンに接して加速度計・計測増幅器を内蔵していても、短時間ならば障害をおよぼすことが少ない。

(2) 強化プラスチック材料は、長時間の加熱に対しては金属にくらべて耐熱性があるわけではないが、短時間の加熱に対してはアブレーション材料として十分耐熱性のある材料である。

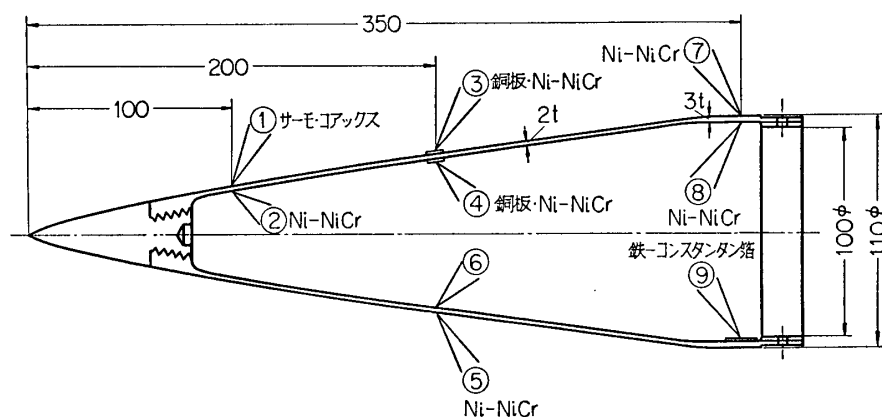
(3) FRPは表面が加熱された場合、200°C程度で表面部のみが発炭し、charringを起こすが、このようなアブレーション効果が、空力加熱での熱伝達係数を低下させることが期待される。

以上の観点からFRP製ノーズコーンは十分実用性があるものと思われ、既にMT-135やL-3ラムダ型ロケットなどのノーズコーンとして利用されている現状から見て、HT-110-2型の飛しょうテストに際して、ノーズコーン各部の温度を計測し、板厚方向温度勾配や耐熱性を検討することを試みた。

本文では飛しょうテストに先立って行なわれた地上実験室でのふく射加熱テストによる結果も合わせて報告する。

2. 強化プラスチックノーズコーン

HT-110-2型ロケットに用いられたノーズコーンの寸法を第1図に示す。肉厚は円錐部で2mm、シリカガラス(外皮0.5mm t, SCA-21-545) + ガラスマット(内層0.8mm t) + シリ



第1図 熱電対の種類・番号および埋込み位置

カガラス(内皮)の三層から成り、オス・メスの金型にシリコン系離型剤を塗布した後に手積法で積層した。両金型をボルト締めし、110°Cで30分セミキュアした後に、温度を上げて170°Cで15時間キュアした。樹脂としてplyophen 5900(耐熱性フェノール樹脂)を用いた。

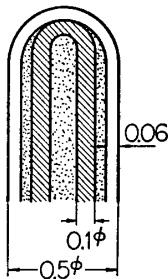
3. 地上加熱テスト

飛しょう試験による温度計測に先立って、実験室でふく射加熱装置による加熱テストを行なった。

(1) 温度測定要領

温度測定のために用いた3種類の熱電対の埋込み位置を第1図に示す。

表面に埋込んだ銅板は $3 \times 3 \times 0.3$ mm 厚さで、飛しょう時の断熱界面温度 T_{aw} の計測を意図したものである。



第2図 サーマコアックス
TM型

① Ni-NiCr は、シールド管入りで全径 $2 \text{ mm}\phi$ 、素線は $0.5 \text{ mm}\phi$ である。熱起電力は $4 \text{ mV}/100^\circ\text{C}$ である。

② サーマコアックス熱電対 (フィリップス社製) は、局所的な温度測定のための $0.5 \text{ mm}\phi$ の細線で、第2図に示すようなものである。素線 (クロメル-アルメル $0.1 \text{ mm}\phi$) を良導体保護シース管 (SS 304 低炭素ステンレス鋼) の中に収め、その中に絶縁粉末 (酸化 Mg, 酸化 Al) を入れて安定化したもので、使用した TM 型 Ac 05 の主要性能は次のようなものである。

抵抗	$140 \Omega/\text{m}$ (20°C)
最大連続使用温度	800°C
最大過負荷温度	$1,100^\circ\text{C}$
熱起電力	$4 \sim 4.1 \text{ mV}/100^\circ\text{C}$

測温接点の加工に注意すると、耐湿性、耐水性に良く、応答時間が短かく、シース管があって化学的雰囲気でもかなり耐え、細いので柔軟性に富んでいる。

表面温度計測のためには、ノーズコーン壁を通して小孔をあけ、熱電対そう入後に plyophen 5900 樹脂でキュアして固締した。裏面温度計測のためには、裏面に感温部を接触させ、その周りを小容量の plyophen 5900 で固めた。

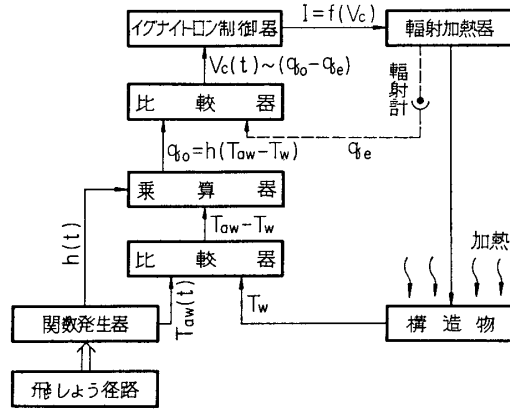
③ 銅-コンスタンタン箔熱電対 (フィリップス社製) は表面温度の測定に適し、応答時間が短い。使用した PR 6442 型の使用温度は 200°C 以下で、熱起電力 $5.6 \text{ mV}/100^\circ\text{C}$ である。

(2) 加熱装置

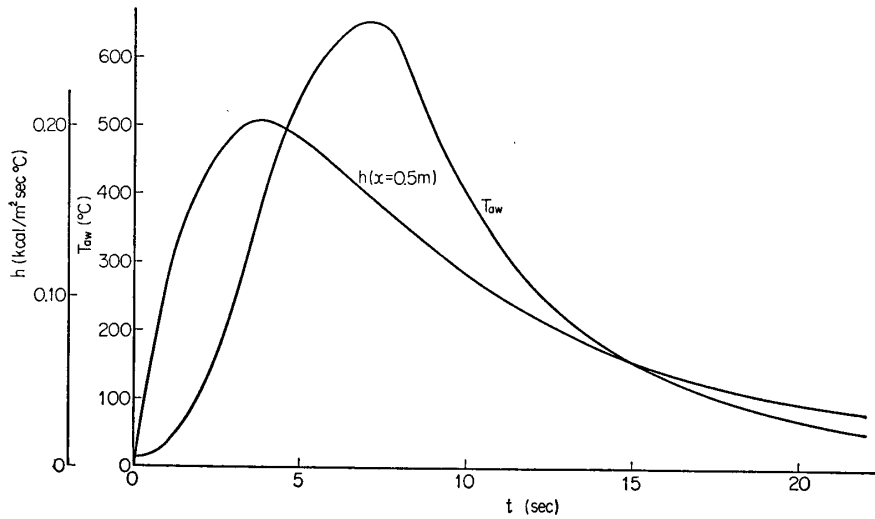
石英管ランプによる円筒形内向ふく射加熱器 (最大 200 kW) を用い、その中心軸位置にノーズコーンをおいて加熱テストを行なった。空力加熱による加熱は

$$q_0 = h (T_{aw} - T_s) \quad (1)$$

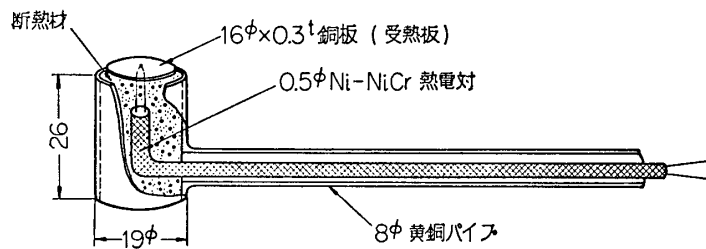
ここで、 q_0 ; 熱入速度, h ; 熱伝達係数, T_{aw} ; 断熱界面温度, T_s ; 構造表面温度の条件式に基づいて行なわれ、これをシミュレートする加熱装置の系統図を第3図に示す。飛しょう径路としては HT-110-2 号機についてあらかじめ性能計算で求めたものを用い、夏 (8月22日) に鹿児島県内之浦で打上げのことを想定して計算した h (乱流境界層として) と T_{aw} (第4図) を関数発生器にセットした。フィードバックさせる表面温度 T_s としては、③の銅板温度を用いた。自動制御のためにフィードバックさせる実測の q はふく射計の不調



第3図 急速ふく射加熱の系統図



第4図 加熱テストに際して設定した h と T_{aw} の時間的变化



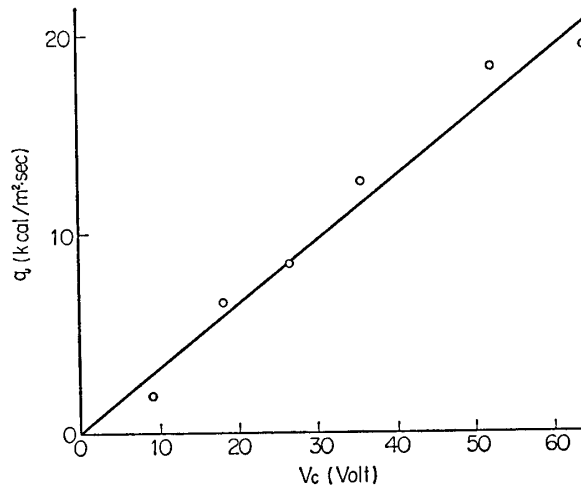
第5図 q の検定器

のために精度が悪く、その代わりイグナイトロン制御器を作動させる出力 V_c が、いくら q に相当するかを検定しておいた上、増幅度を調整して計算値に近い加熱を行なわせることにした。 V_c と q との関係を求めるために第5図に示すような銅板受熱計を試作し、一定の V_c の加熱のもとで、円筒加熱器の中心軸上での温度上昇を測り、

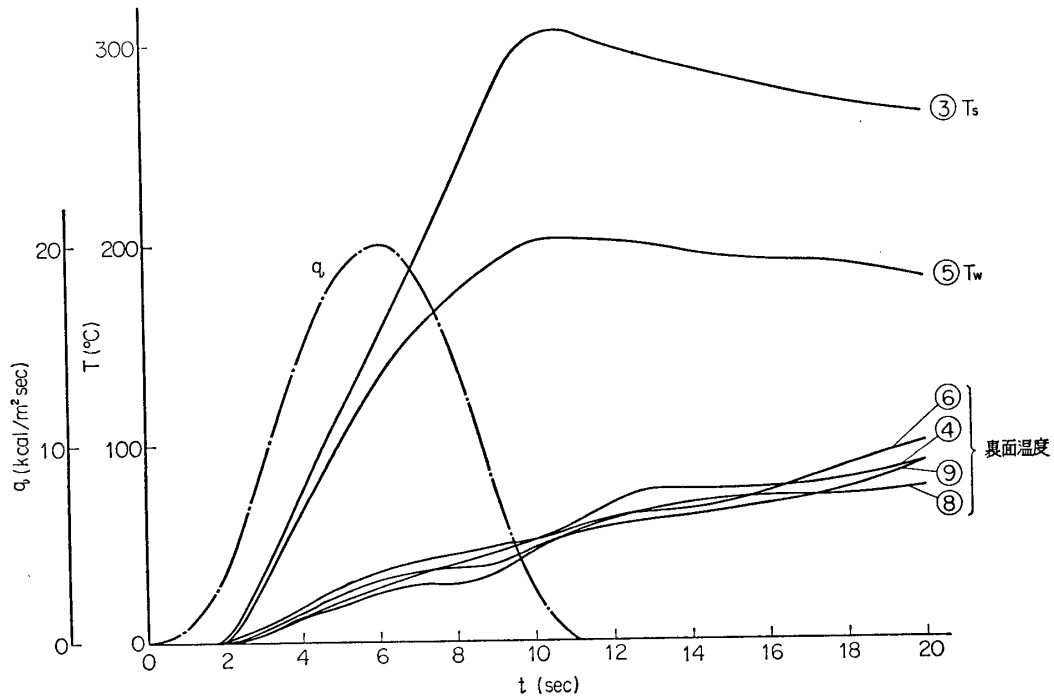
$$q = \rho C_p d (dT/dt) \quad (2)$$

ただし、 d ；銅板厚、 ρ ；銅密度、 C_p ；銅の比熱

を用いて、時間に対する傾斜から q を求めた。そうして得られた $V_c \sim q$ の関係を第6図に



第6図 $q \sim V_c$ の検定曲線



第7図 加熱テストにおける q と T の時間的变化

示す。

(3) 加熱および温度計測結果

第3図の系統図にしたがって実際に加熱した q と測定した各部温度の時間的变化を第7図に示す。 q は(1)式による計算値 q_0 の約1/3の値である。従来行なわれた金属板構造での温度測定の実験によると、乱流境界層を想定した h の約0.35倍[1]あるいは0.5倍(森教授の実験)を考慮して求めた平均構造温度の計算値は実測値と良く合うことも考慮したものであり、さらに加熱容量の制限からそれを下回る加熱を行なったことになる。

V_c すなわち q は約11秒後に0となったが、これは $T_{aw} \approx T_s$ (③の銅板温度)になったことを示し、③⑤の表面温度はそのとき最大値を示している。⑤の温度は表面温度といつても、熱電対感温部の寸法から考えて表面より約0.3~0.4mm内部の温度を示していると思われる。加熱後約数秒たって表面から発煙し、ごく表面層のみがcharringをおこし、黒色化している。

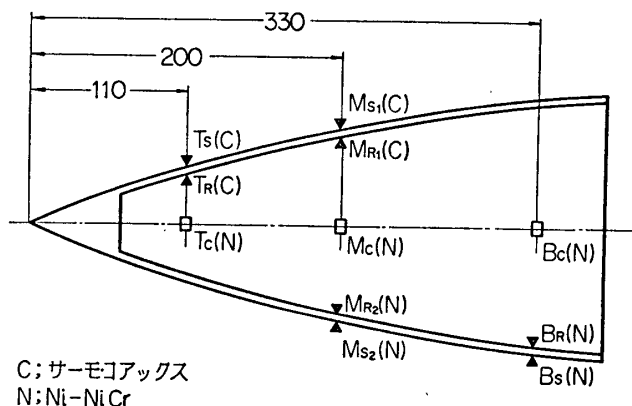
次に裏面温度④⑥⑧⑨は大体同程度の温度を示したが、表面温度にくらべて時間遅れは大きく、加熱停止後も温度は上昇し続けており、FRP材料の熱伝導の小さいことを示している。表面温度が最大になったときでも、裏面温度は約50°Cであり、あと若干上昇するが、実際の飛しょう時には q が0になった後は負となり、逆に空力冷却になるので、内面で高温になることは避けられると思われる。以上の予備加熱試験から、肉厚 $t=2\text{mm}$ のFRP材は、ごく表面のみの炭化を許容すれば、ノーズコーンとして有用であろうと思われる。

4. 飛しょうテストでの温度測定

HT-110-2号機飛しょうテストを利用して、ノーズコーンの温度を測定した結果について述べる。

(1) 測定要領

熱電対の埋込み位置と熱電対の種類を第8図に示す。 T_c は $3 \times 3 \times 0.3\text{mm}$ の銅板を表面にはめ込み、断熱界面温度 T_{aw} の検出を試みたもので、テレメータ1チャンネルにより、連続記録させた。他の10点の温度は、切換用マイクロモータにより、1秒サイクルで切換記録させた。

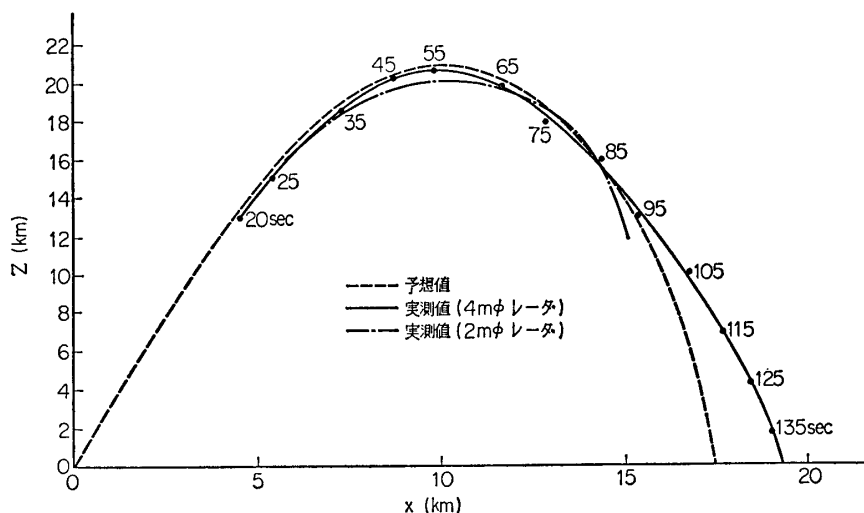


第8図 HT-110-2号機、ノーズコーン温度測定位置

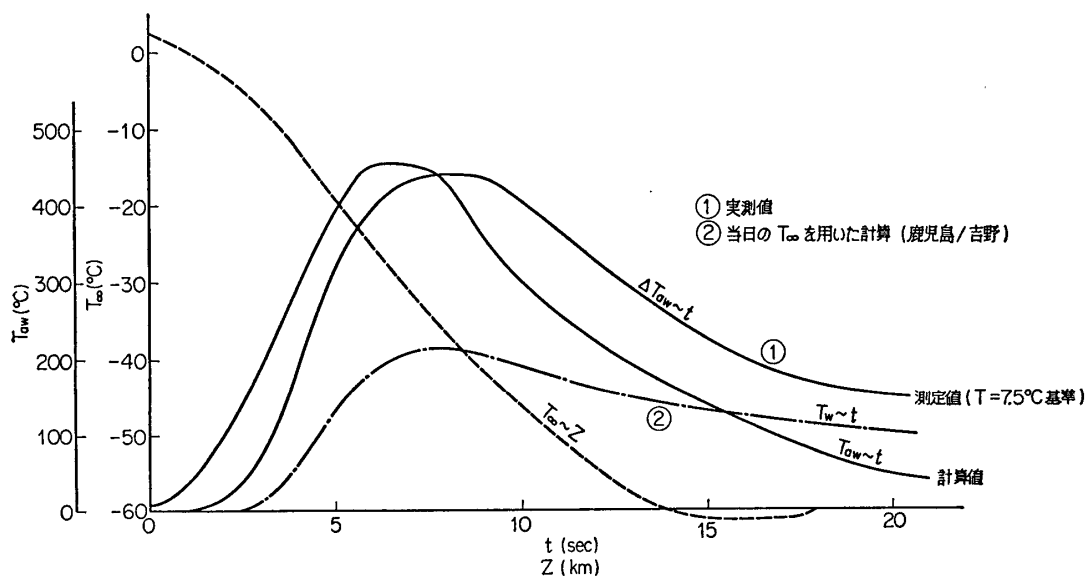
(2) 飛しょう結果

HT-110-2 号機のエンジンの燃焼ならびに飛しょうは正常であり、2mφ と 4mφ の二つの一次レーダによって測定された飛しょう軌道（実線）と、あらかじめ性能計算で求められた軌道（点線）を第 9 図に比較して示すが、大体良く一致している。温度計算も性能計算による値に基づいて行なっても良いようである。

テレメータ送信機・加速度計と温度計は正常に作動し、 T_c が連続記録されたのに対して、切換モータの方は点火直後の初期の大加速度により作動が不調になり、1 点（構造表面温度）のみしか記録されなかったのは残念である。



第 9 図 HT-110-2 号機の飛しょう径路

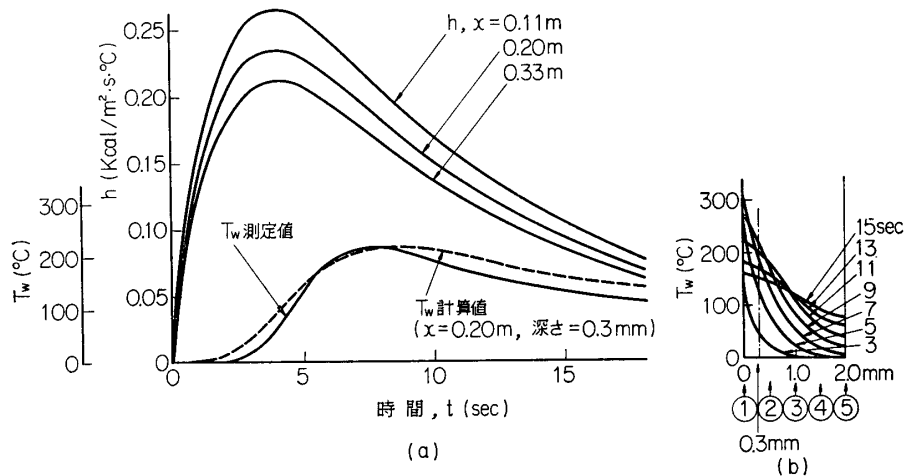
(3) T_c による断熱界面温度の計測結果の検討第 10 図 HT-110-2 号機の T_{ow} の計算値と測定値の比較

ノーズ先端より 11cm 後方の位置で、 T_{aw} を検出する目的で、熱伝導性の良い小さい銅薄板 (T_c) をはめ込み、測定した温度上昇結果を第 10 図に示す。また一方性能計算結果に基づき、

$$T_{aw} = T_{\infty} [1 + r(\gamma - 1) M_{\infty}^2 / 2] \approx T_{\infty} (1 + 0.18 M_{\infty}^2) \quad (3)$$

ここで、 T_{∞} ; ある高度での大気温度、 M_{∞} ; ある高度でのマッハ数、 r ; 回復係数、 γ ; 比熱比の理論式によって計算した値も合わせ示す。これは打上げ日の同時刻に鹿児島気象台において実測された上空での T_{∞} (点線) を用いて計算してある。

実測値 ΔT_{aw} に地上での基準温度 7.5°C を加算し、計算値 T_{aw} と比較すると、両者の T_{aw} の最大値は約 450°C で大体一致している。しかし時間的には実測値に約 1 秒の時間遅れがあり、銅板の熱容量によるものか、発射時の時間誤差によるものかであろう。最大飛しよ



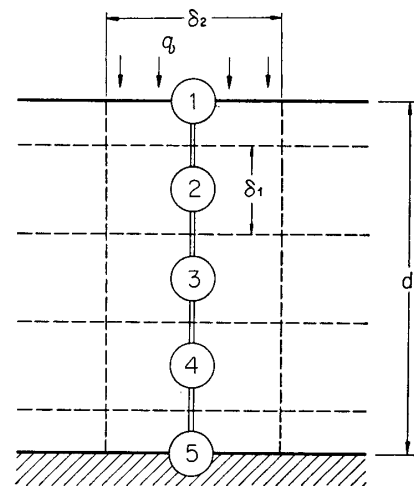
第 11 図 h と T_w (構造温度) の時間的变化

う速度時 (約 7 秒) 以後は、 T_{aw} はもちろん低下しているが、銅板周辺の構造表面部の熱が流入してくるので、計算値よりは高温側に出ている。FRP の熱伝導率の低いことを利用して T_{aw} の検出を初めて試みたが、大体従来の計算値を確かめることができた。

(4) 構造温度の計測結果の検討

構造各部 10 点の温度を記録させることに失敗したが、記録された 1 点の温度変化を第 11 図 (a) に示す。測定位置を確認できなかったが、 T_{aw} 曲線と似ており、また地上加熱テストでの ⑤ 点の T_w 曲線と似ていることから構造表面部の温度と思われる。

さて、ここで板厚方向温度分布を計算しよう。FRP 材料が再突入時のように急激な加熱をうけ、熔融・昇華などを伴うアブレーション状態では温度計算は面倒であるが、本実験程度の空力加熱をうける場合にはごく表面部が黒くこげる程度なので、固体熱伝導の方程式によって温度分布を



第 12 図

求めても大きな誤差はないであろう。(1)式で表わされる表面での加熱条件のうち、熱伝達係数 h としては、第9図の飛しょう径路に基づき、乱流境界層を考慮して計算した理論値の時間的変化を第11図(a)に示すが、ノーズ先端よりの距離 x を3種類変えて示す。ここで前述したように従来の経験に基づき、 h としては第11図に示した値の半分の h_e を用い、表面の加熱条件は、

$$q(t) = h_e(t) [T_{aw}(t) - T_s] \quad (4)$$

とする。第10図の $T_{aw}(t)$ 、第11図(a)の $h(t)$ はともに時間の関数なので、数値計算法[2]で板厚方向温度分布の時間的変化を求めよう。第12図に示すように、板厚 δ を5分割し、①を表面、⑤を裏面にとり、裏面は熱絶縁されているものと考え、各点についての熱平衡の方程式は次式で表わされる。

$$\left. \begin{array}{l} \text{表面;} \quad k \frac{(T_2 - T_1)}{\delta_1} + h_e(T_{aw} - T_1) = \frac{C_p \rho (\delta_1/2)}{\Delta t} (T'_1 - T_1) \\ \text{内部;} \quad k \frac{(T_{i-1} - T_i)}{\delta_1} + k \frac{(T_{i+1} - T_i)}{\delta_1} = \frac{C_p \rho \delta_1}{\Delta t} (T'_i - T_i) \\ \text{裏面;} \quad k \frac{(T_4 - T_5)}{\delta_1} = \frac{C_p \rho (\delta_1/2)}{\Delta t} (T'_5 - T_5) \end{array} \right\} \quad (i=2, 3, 4) \quad (5)$$

ここで、 T ; 時間 t での温度、 T' ; 時間 $(t + \Delta t)$ での温度、 k , C_p , ρ ; FRP 材料の熱伝導率、比熱、密度、 δ_1 ; 板厚方向分割幅、 Δt ; 時間々隔

これらの諸式を $\theta = k \Delta t / C_p \rho \delta_1^2$ を導入して書き直すと次のようになる。

$$\left. \begin{array}{l} T'_1 = \theta \left\{ 2T_2 + [(1/\theta) - 2]T_1 + \frac{2h_e \delta_1}{k} (T_{aw} - T_1) \right\} \\ T'_i = \theta \{ T_{i-1} + T_{i+1} + [(1/\theta) - 2]T_i \} \quad (i=2, 3, 4) \\ T'_5 = \theta \{ 2T_4 + [(1/\theta) - 2]T_5 \} \end{array} \right\} \quad (6)$$

熱力学の第1法則により $\theta \leq 1/2$ でなければならない。使用した FRP ノーズコーンについて

$$k = 4.17 \times 10^{-5} \text{ kcal/m}^2 \text{ }^\circ\text{C sec} \quad \rho = 1.8 \times 10^3 \text{ kg/m}^3 \quad C_p = 0.3 \text{ kcal/kg }^\circ\text{C}, \quad d = 2 \text{ mm}$$

とし、 $\theta \leq 1/2$ となるように、 $\delta_1 = 0.5 \text{ mm}$ 、 $\Delta t = 1 \text{ sec}$ すなわち $\theta = 0.309$ の場合について数値計算で求めた板厚方向温度分布を第11図(b)に示す。これから FRP 材料の場合、板厚方向の温度勾配は大きく、第7図に示したように、ふく射加熱テストでの表面温度と裏面温度との差や時間遅れがよく理解できる。また空力加熱は表面温度 T_s によるので、金属の場合のように平均温度で議論すると大きな誤差となることは明らかである。

実際測定した表面温度は、表面部に埋め込んだ熱電対感温部の厚さを考えた場合、表面より深さ 0.3 mm 程度内部の温度を実測していると思われるので、その点での T_w の時間的変化の計算値を第11図(a)に点線で示す。測定値と比較して大体近い値を示しているようである。最表面温度について考えても、 T_{aw} の最大値が約 450°C であるのに対し、 T_s の最大値は第11図(b)からわかるように約 300°C で落ちつき、FRP ノーズコーンの耐熱性が立証されたように思われる。

謝 意

最後に計測に関しては，松下通信工業の各位，またテレメータ通信に関しては，日本電気の各位に，いろいろご尽力いただいたことを，あつく謝意を表します。

1966 年 5 月 2 日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] 中村 巖：ロケット研究会ノート No. 18 (1959/9)，東大航研ロケット研究会。
- [2] G. M. Dusingberre: Trans. ASME, Vol. 67, No. 8 (1945), 703/712.