

UDC 533.6.011
536.2

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-149

よどみ点におけるグラファイトの
アブレーションの実験的研究

相原康彦・野村茂昭・渡辺泰夫

1968年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|---|
| TR-125T | Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces | Jan. 1967 | Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA |
| TR-126 | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (Ⅱ)
Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (Ⅱ) | 1967年2月 | 大塚貞吉, 福田 広
相波哲朗 |
| TR-127 | 周波数変換による微小回転角の計測
Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique | 1967年3月 | 大月正男, 鈴木孝雄
円居繁治 |
| TR-128 | 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法
Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials | 1967年3月 | 小川 敏一 |
| TR-129 | 金属箔による円管流の熱絶縁
Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow | 1967年3月 | 井上建二 |
| TR-130T | An Experimental Study of Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials | Mar. 1967 | Yasuhiko AIHARA |
| TR-131 | 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法
An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching | 1967年4月 | 毛利 浩 |
| TR-132 | 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解)
Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels | 1967年4月 | 築地恒夫 |
| TR-133 | 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定
Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow | 1967年4月 | 野村茂昭 |
| TR-134 | 高速単段軸流圧縮機の研究
—二重円弧翼の性能—
The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades | 1967年5月 | 藤井昭一, 西脇英夫
吉田 晃, 五味光男
武田克己, 菅原 昇 |
| TR-135 | 同軸型電磁衝撃波管の作動機構
Driving Mechanism of an Electric Shock Tube with a Coaxial Gun | 1967年5月 | 松崎利一 |
| TR-136 | Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス型圧力管
Experimental Study of an Orifice-Type Pressure Probe in Nearly-Free-Molecule Flow | 1967年5月 | 恩地 瑛, 山本稀義 |
| TR-137 | 梁, 板結合構造物の振動 (Ⅰ)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (Ⅰ) | 1967年6月 | 越出慎一, 林 洋一
埴 武敏 |
| TR-138 | 変厚片持板の静撓みについて
Deflection Analysis of Variable Thickness Cantilever Plate | 1967年7月 | 埴 武敏, 越出慎一 |

よどみ点におけるグラファイトの アブレーションの実験的研究*

相原 康彦**・野村 茂昭**・渡辺 泰夫**

An Experimental Study of the Ablation of Graphite in the Stagnation Region

By Yasuhiko AIHARA, Shigeaki NOMURA
and Yasuo WATANABE

Experimentally investigated is the aerodynamic heating accompanied with surface combustion in the merged stagnation region of blunt bodies made of graphite.

At lower surface temperatures, the oxidation of graphite is reaction-rate controlled. As the surface temperature rises, the process turns out to be diffusion-rate controlled and the oxidation is limited by the rate at which oxygen diffuses to the surface.

The variation of the heat transfer rate with surface temperature is found to be in agreement with Scala's theory qualitatively in the reaction-rate controlled regime, and quantitatively in the diffusion-rate controlled regime, respectively.

Optical measurements of the environment are made for the sake of further investigation on the flow field and the surface reaction such as the effect of low Reynolds number, the effective surface area, and the diffusion of products of combustion.

By examining the present results and the data on the rate of mass loss of graphite obtained so far, it is verified that the graphite as an ablator has the characteristics predicted by Scala in terms of the effective heat of ablation.

1. 緒 言

高速度飛しょう体への空気力学的加熱が、物体表面を熱的に変化させる（たとえば、溶融、沸騰、蒸発、燃焼等）ような状態では、空気力学のみから加熱を論じることはできない。個々の材料の性質と、流れの場との干渉を十分に研究しなければならない¹⁾。このような研究から、空気力学的加熱の大きい飛しょう体のための、よりすすんだ防熱材への手がかりが生まれてくる。

本論文では、極超音速高エンタルピ流のよどみ点における、グラファイトへの空気力学的加熱、および、これに伴う諸現象について、空気力学の立場に、燃焼等の効果を考慮して、論じることとする。

グラファイトが高速度飛しょう体へ応用される理由は、耐熱性、高温状態での強度、および機械加工の容

易さ等の、諸性質を満足するためである。これ等は、グラファイトが金属に近い性質を示しているが、この他に個々の性質として特徴があるのは、表面における酸素との反応による燃焼、および、さらに高い表面温度(2,500°C以上)における昇華現象である。すなわち、グラファイトは、比較的低い表面温度では、いわゆる heat sink cooling material とみなされるが、高い表面温度の場合には、ablation cooling material として、防熱することが予期される。

ここで、われわれが対象とするのは、heat sink cooling material としてのグラファイトに、表面での燃焼がどのように影響するかという問題である。この問題は、最近多く研究されている charring ablator²⁾（強化プラスチックで、飛しょう体表面を被い、その化学変化、熱的不良導性、等により、防熱効果を得ようとするもの）の表面での、炭化層と酸素の反応の基礎的かつ重要な知識とも密接に関連している。

グラファイトは、燃焼の基礎研究のための最適の素

* 昭和42年11月28日受付

** 空気力学第一部

材の一つとして、表面燃焼についての数多くの仕事がある。これを用いてなされている^{9)~10)}。その研究の方法、結論は必ずしも一様でなく、数量的なばらつきも非常に大きい。これ等については、必要に応じて、以後考察することにした。

一方、応用上の立場から、航空宇宙分野の研究者がグラファイトの燃焼を調べている。空気力学的加熱の上で重要な、よどみ点付近の問題に関して、J. W. Metzger等¹¹⁾の実験がある。これは、前述の燃焼の基礎研究で得られた、グラファイトの表面燃焼に関するデータを境界条件として用いた、境界層理論¹²⁾との比較を行なった実験である。燃焼によるグラファイトの質量欠損に関して、理論と実験との一致が相当に良いことを、結論として導いている。M. B. Dow 等²⁾は、charring ablator について、表面の燃焼、熱伝達、質量欠損等の測定を行なっているが、現象が複雑で、十分な解決がなされているとはいえない。

防熱材としてのグラファイトのための従来の実験で、改良すべき重要な点は、表面での燃焼が、時間と共に急速に変化する表面温度で支配されているにも拘わらず、いずれも時間的積分量としての、質量欠損等の測定に頼っていたことである。したがって、これ等の実験からは、詳細なことがらについては、考察することはできない。さらに、物体側のみについての測定なので、気流との干渉等については言及し得ない。

われわれの実験においては、以上の2点に注意して、まず現象の非定常性については、非定常空気力学的加熱の測定法を開発し、現象の詳細について調べることが可能とした。つぎの、気流の状態については、分光測定により、同じく非定常性も含めて、気流と空気力学的加熱との関連について調べた。最後に、本実験で確かめられた結果と、従来の研究における結果とをまとめて、応用上での、アブレーションのある状態でのグラファイトの性能について評価を与えた。

2. 実験装置

2.1 風洞

当所の連続式プラズマ風洞が、実験のために用いられた。同風洞の詳細については、文献¹³⁾にゆずるが、以下簡単に系統別に説明する。

給気および排気系；系統図(図1)に示されるように、作動気体は高圧ポンプからプラズマ発生装置に導かれ、アーク放電によって高エンタルピを与えられ、集合筒、円錐型超音速ノズル(2原子気体の場合、等エントロピ流を仮定すると、マッハ数は7で、ノズル

出口の直径は、68 mm である)を通り、測定部にジェットとして噴き出す。さらに、拡散筒、冷却器、真空槽を経て、真空ポンプにより大気に排出される。排気装置は、2段のメカニカルブースタと油廻転ポンプの組合せで、排気量は0.5 mmHg で100,000 l/minである。ガス流量、集合筒圧力、測定部壁圧等を調整できる。

プラズマ発生装置および電源；プラズマ発生装置は、入力が100 kW まで安定して作動する、直流アーク放電によるもので、電極の損耗を防ぐこと、および加熱の均一化を目的として、外部から1,500 ガウスの磁場を加えて、アークを回転させている。電源として、セレン整流器(最大負荷時電圧60 V、最大電流500 A)2基、および同じく(75 V、20 A)1基を、それぞれ、アーク放電、および磁場発生のために用いている。また、可飽和リアクトル、および可変抵抗を用いて、それぞれ、アーク放電入力、および磁場強度の調節を行なっている。

冷却水系；冷却水系は、プラズマ装置、集合筒、ノズル、模型を冷却する高圧冷却水系と、拡散筒、冷却器を冷却する低圧冷却水系からなる。いずれも循環式で、温度の上昇した水は冷却塔で再冷される。水圧および流量を調節できる。また、水温の測定もなされている。高圧冷却水系、および低圧冷却水系の能力は、それぞれ、10 kg/cm²G で5 t/h、および2 kg/cm²G で10 t/h である。

2.2 模型および測定器

実験に用いた模型は、グラファイトへの空気力学的加熱を測定する模型と、表面での反応がない場合の空気力学的加熱を調べるための、銅の弾頭を持つ模型である。

グラファイトの模型；外径16 mm、内径10 mm、長さ70 mm の、銅製のパイプの中に、直径6 mm、長さは各種の、グラファイトの丸棒が、銅パイプと熱的に絶縁されて支えられている(図2 A)。模型の一端で、グラファイト、銅、および両者の間隙を埋める断熱材のセラミックが、一様な平面を作るように仕上げられている。グラファイトの中心軸上の2箇所、場合によっては3箇所に、直径0.2 mm のクロメル・アルメルの熱電対が埋め込まれ、それ等の導線が模型の他端から引き出されて、風洞外部の測定器に接続されている。

この実験に用いられたグラファイトは、日本カーボン株式会社で製造されている高純度のSR-6φであり、分光分析にしばしば使用されている。また、密度、

熱伝導率、および熱容量の温度による変化は、同社の試験結果として与えられている。なお、このグラファイトは、3,000°Cで熱処理されており、結晶軸の方向は、丸棒の軸方向と一致している。上記の熱伝導率は、軸方向に測定された値である。

銅模型；銅円板（直径 6 mm、厚さ 4 mm）を、グラファイト模型と同様に、外径 16 mm、内径 10 mm、長さ 70 mm の、銅製のパイプの中に、両者を熱的に絶縁するように支えてある（図 2B）。模型の一端で、銅の円板、銅パイプの切口、および両者の間隙を埋める断熱材のセラミックが、一様な平面を作るように仕上げられている。銅円板の裏面に、直径 0.2 mm のクロメル・アルメル熱電対が 1 個、点溶接され、その導線が模型の他端から引き出されて、風洞外部の測定器に接続されている。

模型移動装置；本実験においては、非定常空気力学的加熱測定のために、高エンタルピ流中に、なるべく短時間に模型をセットする必要があることと、同一実験条件で、少なくとも一対のグラファイト模型および銅模型についての測定を行なう必要があることにより、回転式模型移動装置を用いた。これは、40°毎の角度で固定されている 4 本の腕の先に、それぞれ、1 個ずつの模型が取り付けられているもので、腕を次々に、回転することにより、同一実験条件の下で 4 回の測定が行なえるようにされている。なお、ピトー管は、定常的な測定をすればよいので、微動装置を用いて所定の位置にセットされた。

測定器；本実験における測定は、模型に対する非定常空気力学的加熱の測定と、よどみ点付近の流れの場の分光学的測定が主である。前者については、模型にとりつけられた熱電対の出力を、広域直流増幅器を通して、ビジグラフ（三栄測器、FR-301 型）に記録した。後者については、平面格子分光計（島津製作所、GE-100 型）に、2 個の光電子増倍管を備えたものを使用した。測定範囲は、3,000 Å ~ 7,000 Å で、5,000 Å 以下では富士天体用乾板 FLO-II、5,000 Å 以上では KODAK TRI-X または富士 NEOPAN SSS フィルムを、それぞれ使用した。なお、この領域で、分散は 8.8 Å/mm である。非定常な分光学的測定の場合には、光電子増倍管の出力をビジグラフに導いて記録した。

3. 実験方法

模型を気流中にセットする前に、高エンタルピ流が十分に安定して定常状態にあることを確めた。流量、

集合筒圧力、測定部壁圧、ピトー圧、アーク放電特性等が調整された。また、冷却水系への熱損失を測定し、気流へ与えられたエンタルピが計算で求められた。

本実験においては、特にグラファイト表面での燃焼の効果を調べるために、表面での再結合熱伝達の影響を除くこととし、気流のエンタルピを 1,500 cal/g 以下とした。模型のよどみ点圧力は、約 10 mmHg であった。作動気体としては、N₂、N₂+O₂（O₂ の質量比は 20% で、空気と同様な組成としている）、および Ar を用いた。O₂ の混合は、集合筒に直接 O₂ を導入して、アーク放電で加熱された N₂ との間で行なった。これは、放電電極の酸化を防ぐためである。

実験条件を設定した後、気流中に模型を、回転式の模型移動装置を用いて挿入した。模型には、文献¹⁴⁾の場合と同じく、防熱用の被いが付けられており、所定の位置において瞬間的にこの被いがとりのぞかれる。この瞬間が、空気力学的加熱開始の時間になる。開始の時間はまた、模型と同時に気流に露出する、裸の熱電からの信号によって知ることができる。

ビジグラフに記録された、グラファイトの中心軸上の 2 もしくは 3 点における、温度の時間的変化は 5 秒間隔で読みとられた。データは、一次元の非定常熱伝導方程式を差分方程式で表わした計算式に代入され、当所の HITAC 5020 により、処理されて、よどみ点におけるグラファイトの表面温度、および空気力学的加熱量の時間的変化が得られた。このデータ処理法は、文献¹⁵⁾に提案されたものを、精度および境界条件等に検討を加えて、本実験に適するように改良されたものであり、詳細については文献¹⁶⁾を参照されたい。また、銅模型への空気力学的加熱は、銅円板の温度上昇率の解析から、求められた。この方法は、文献^{14,16)}にくわしく説明されている。

分光学的測定は、よどみ点領域で中心線上に焦点を合わせて行なった。中心線上の距離は、模型よどみ点の前方約 1~5 mm で、空間的分解能は約 0.25 mm である。また、CN Violet (0, 0) band head を用いた光電測光においては、光学系を固定しておいて、模型を前後に移動して、中心線方向の分布を調べた。移動距離が小さいので、流れの場の一様性は保たれている。同じく、CN Violet (0, 0) band head を用いて、よどみ点から 1 mm の位置での強度の時間的変化を、非定常空気力学的加熱の測定と、同時に行なった。

4. 結果と考察

空気力学的加熱;すでに述べたように、よどみ点エンタルピは物体表面での再結合熱伝達の影響が無視しうる程度にされているので、もし物体自体の反応がなければ、空気力学的加熱は純然たる空気力学の範囲で説明できなければならない。まず、表面での燃焼がない場合の、基本的な空気力学的加熱を調べるために、 N_2 の高エンタルピ流中に銅模型を入れて、種々の実験条件の下で、よどみ点空気力学的加熱を測定した。その結果を、図3に示す。縦軸に測定値を、横軸には同実験条件で得られる Fay & Riddell¹⁷⁾ の理論値をとっている。したがって、もし、両者が一致するならば、同図で実験値は 45° の線になければならない。±10%程度の誤差範囲で、両者はよく一致しているものと考えることができる。ここでさらに考慮すべきことは、本実験における模型が小さいための効果、いわゆる低レイノルズ数効果、に注意しなければならないことである。Gilbert & Goldberg¹⁸⁾ によれば、衝撃レイノルズ数 R (衝撃波上流の速度と密度、衝撃波下流の粘性係数、物体の半径で作られるレイノルズ数) が 10^4 以下では、衝撃波、非粘性層、境界層という流れの場の構成が成り立たなくなり、中間の非粘性層と境界層の区別がなくなる。衝撃波直後から物体までの間で粘性が支配的な流れの場ができて、空気力学的加熱への影響としては、この低レイノルズ数効果を考慮しない場合よりも大きくなる結果となる。Goldberg & Scala¹⁹⁾ によれば、本実験条件の場合 (衝撃レイノルズ数 74, 衝撃波を通しての密度比 5.44) では、低レイノルズ数効果を考慮していない Fay & Riddell の理論値よりも約 15% 高い空気力学的加熱が測定されることになるが、実測上は図3に示すとうり、効果が目とめられない。この低レイノルズ数効果に関しては、後述する流れの場の測定の説明で議論することにしたい。

グラファイト模型を使用する場合の測定の信頼性に関しては、つぎのような試験を行なった。

[1] 赤外線ランプからの輻射による、定常な加熱を、銅およびグラファイトの模型について行なった結果、両者とも等しい加熱を受けていることを示す応答を示した。なおこの試験において、模型表面の光学的性質を同じにするために、銅表面には黒色塗料をぬり、さらに、大気との熱交換をさけるために、装置全体を真空中に置く等の考慮がなされた。

[2] プラズマ風洞を用いて、作動気体が Ar の場

合に同じく、銅模型への空気力学的加熱が等しいことが確かめられた。また、2組の熱電対による測定で得られる、グラファイト棒の温度分布およびその時間的変化の解析結果と、第三の熱電対による測定結果が、よく一致することが確かめられた。

[3] プラズマ風洞を用いて、作動気体が Ar または N_2 の場合に、グラファイト模型を加熱中に、プラズマ発生装置への入力を変化させたり、入力を遮断したりすることにより、空気力学的加熱における応答を調べたところ、十分に満足すべき追随性があることが認められた。

以上の試験の結果、表面での反応を伴う場合の実験にも、このグラファイトの模型を用いて、同様のデータ処理法によって解析できることがわかった。

よどみ点圧力が 10 mmHg, エンタルピが 1,500 cal/g, O_2 の質量混合比が空気と同じく 20% の場合の、実験結果を図4に示す。同図で、 $T_1 \sim T_3$ は、3組の熱電対による横型軸上の3点における時間的溫度上昇を示している。 T_1 および T_3 を用いて、 T_2 に対応する溫度の解析結果を同じく記入してあるが、測定値と解析結果とはよく一致していることがわかる。これは、作動気体として Ar を用いて表面燃焼がない場合にすでに確かめられた事柄であるが、ここで再び同様の測定をくりかえした理由は、Blyholder & Eyring^{7),8)} および Khitrin⁶⁾ によると、グラファイトの燃焼においては O_2 の浸透燃焼が重要であることが指摘されているためである。もし、グラファイト内部での燃焼の影響が大きければ、内部に熱源の分布を考慮していない熱伝導方程式の解に基づく本データ処理法を用いた場合には、第三の熱電対の測定値と、解析値は一致しなくなるはずである。この考察によって、本実験の場合、グラファイトと O_2 の反応は表面で行なわれるものと見なし得る。 O_2 の浸透燃焼の影響が顕著でないのは、模型のグラファイトの組成が十分に密なためと解釈される。なお、グラファイト表面の燃焼による質量欠損は、測定中無視しうる程度であった。

図4には、 T_1 および T_3 から得られる、表面溫度 T_w , および表面からの空気力学的加熱、

$$\dot{q} = k(T_w) \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_w \quad (1)$$

の時間的変化の解析結果も示されている。

図5は、図4で示された実験結果を整理しなおしたものである。よどみ点、グラファイト表面溫度における気流のエンタルピを、それぞれ、 h_s および h_w とすると、表面における反応がなければ、理論的に、

$$\dot{q} \propto h_s - h_w \quad (2)$$

である。加熱開始時の、 $h_s \gg h_w$ における \dot{q} を \dot{q}_0 とすると、

$$\frac{\dot{q}}{\dot{q}_0} = 1 - \frac{h_w}{h_s} \quad (3)$$

と表わされる。

多くの文献で知られるように、本実験の T_w の範囲では、表面燃焼による主生成気体は CO_2 である¹³⁾(図6)*。したがって、(3)の h_w はつぎのように表わされる。

$$h_w = \{c_{p \text{ air}}(1 - c_1) + c_{p \text{ CO}_2} c_1\} T_w \quad (4)$$

ここで、 $c_{p \text{ air}}$ 、 $c_{p \text{ CO}_2}$ 、および c_1 は、それぞれ、空気と CO_2 の定圧比熱、および CO_2 の質量混合比を示している。しかるに、図7から直ちにわかるように、 $200^\circ\text{C} < T_w < 700^\circ\text{C}$ で、

$$c_{p \text{ air}} \approx c_{p \text{ CO}_2} \quad (5)$$

だから、(4)は、

$$h_w \approx c_{p \text{ air}} T_w \quad (4')$$

したがって、(5)は、

$$\frac{\dot{q}}{\dot{q}_0} = 1 - \frac{c_{p \text{ air}}(T_w) \cdot T_w}{h_s} \quad (6)$$

となる。

図5において、破線④は、(6)を示している。ここで、 \dot{q}_0 は $8.2 \text{ cal/cm}^2\text{sec}$ である。この程度の空気力学的加熱に対しては、グラファイト表面温度の上昇の結果生じる、物体からの熱放射の影響が無視できない。放射熱量、 \dot{q}_R は

$$\dot{q}_R = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (7)$$

と表わされる。ここで、 σ は Stefan-Boltzmann の常数で $1.32 \times 10^{-12} \text{ cal/cm}^2\text{sec}(\text{K})^4$ であり、 ε は emissivity で、グラファイトの場合には実験的に 0.9 と見なしうる。

(6)を(7)で補正すると、

$$\frac{\dot{q}}{\dot{q}_0} = 1 - \frac{c_{p \text{ air}}(T_w) \cdot T_w}{h_s} - \frac{\dot{q}_R}{\dot{q}_0} \quad (8)$$

となる。同中⑤は、(8)を示している。実際、 N_2 を作動気体として用いた実験では、結果は(8)と良く一致する。しかし、 O_2 の存在のために燃焼が生じると、図のように実験結果は⑥よりも大きな値を示す。⑦および⑧は、Scala¹³⁾による、グラファイトへ

の表面燃焼を考慮した空気力学的加熱の、理論的結果である。⑦は、燃焼が T_w に依存する反応率で支配される場合、⑧は、 T_w が十分高く、燃焼が境界層を通しての酸素の表面への拡散率で支配される場合に対応し、後者では T_w が反応に影響しないので、 \dot{q} のうち燃焼の効果は一定となる。Scala の理論は、凍結した境界層について成り立つものであるが、物体表面における \dot{q}_R は考慮されていない。そこで、⑦と⑧の差を用いて、⑦、⑧について補正すると、⑦'、⑧'のような結果が得られる。実験を同一条件でくりかえした結果、燃焼が反応率で支配される領域では再現性があまり良くないが、拡散率で支配される領域の再現性は良好であった。実験と理論の比較から直ちに、燃焼が反応率で支配される領域では、両者は傾向的に一致しているにすぎないが、拡散率で支配される領域、すなわち理論的には⑦'から⑧'へ移りかわった領域では、数量的に良く一致していることがわかる。

ここで、以上の結果について検討を加えてみたい。まず、⑦'と実験結果の違いの原因を考える。グラファイトの反応率が、種々の条件で大きく左右されることが最大の原因と思われる。一般に、グラファイトの反応率は、グラファイト自体の純度、熱処理温度、多孔性等で大きく変ることが知られている。また、気流中にわずかに混入する水素等の影響も無視できない。さらに、反応率を測定する従来の基礎的な実験の方法も十分に確立されているとは思えない。これ等の実験の多くは、真空中に加熱したグラファイトを置いて、一定量の O_2 を送り込んで、燃焼によるグラファイトの質量欠損を測定するものであるが、グラファイト周辺の流れの状態に十分な考慮を払わないと、本質的には、本実験と同様な流れの場合ができてしまう懸念がある。事実、同じ手法を用いた研究から、グラファイトの反応率は、 O_2 の圧力のみにより流量にはよらないという結論⁷⁾と、流量に依存するという相反する結論¹⁰⁾とが、それぞれ報告されている。したがって、反応率が支配する、 T_w が低い状態での Scala の理論と本実験との違いを量的に説明することは、现阶段では、困難である。一方、⑧'と実験結果の一致は、この領域では反応率における明らかでない点が問題とならず、境界層における拡散の研究と結びつけて考えることで説明されるので、予期されることである。

なお、図5において、 T_w が 700°C 以下の結果のみを示したのは、模型からの再放射による補正が10%を越えないようにしたためである。

流れの場合；平面格子分光計を用いて、境界層内の気

* 図6に引用した Arthur の実験等では、主生成気体は CO_2 とされているが、一方、Blyholder & Eyring⁷⁾ は、加熱したグラファイト表面への O_2 の流速を早くしたところ、主生成気体は CO になったと報告している。

体成分、非定常空気力学的加熱と境界層における CN のスペクトル強度の変化との関連、および同スペクトルの境界層内の分布の測定を行なった。

まず、気体成分の測定についてのべる。作動気体が、 N_2 のみの場合、質量混合比 20% で O_2 を混入した場合のスペクトル写真を図 8 に示す。いずれも、よどみ点圧力 10 mmHg, エンタルピ 1,500 cal/g の状態で、露光時間は、 T_w が約 1,000°C に達した後 5 分程度である。波長が 5,000 Å 以上では、スペクトル強度が弱く、検出できなかった。 N_2 の場合、および N_2+O_2 の場合を通じて、CN Violet system が強力に、特に後者における強度は大である。 N_2^+ のきわめて弱いスペクトルも観測されている。また、 O_2 を混入した場合には、表面近くで、 $N II$ (または N^+) の強い線スペクトルが観測される(図 9)。CN のスペクトルは、両者共、表面に近いほど強い。CN の生成は気流中と表面の両方が考えられる。一般にスペクトルの強度は、対応する遷移をする分子の数と、温度と共に増加する。そこで、境界層内の温度分布を考えると、もし CN が気体中での反応で作られるとすれば、表面近くの温度の低い位置で強度が大であることは説明できない。さらに N_2 のみの場合には、どのような機構で C が気流中に入るかが説明できない。ここで問題になるのは、 C_2 のスペクトルが観測されることである。もし、グラファイトが昇華して、 C_2 が存在するのであれば、気流中での CN の生成が考えられるが、昇華の場合には、 C_3 の方がより確かに測定されるはずである。また、本実験における程度の T_w では、グラファイトの昇華は考えられない。 C_2 の存在の原因としては、気流中にわずかに混入する水蒸気または H_2 が、グラファイトと反応して hidrocarbon を作り、これの O_2 との燃焼により C_2 が作られる過程が確からしく思われる²⁰⁾。 C_2 あるいは H を含む成分のスペクトルは、実験毎に一定せず、したがって本実験にとっては派生的なものと考えられる。以上の考察から、CN は主として、 N_2 がグラファイト表面に化学的に吸着 (absorption) された結果、生成され、放出 (desorption) されたものと解釈できる。

なお、この実験で、当然流れの中に存在する CO あるいは CO_2 が観測されないのは、これ等が electronic excitation をおこすほど気流の温度が高くないためと、分子の rotation や vibration に対応するスペクトルが赤外域にあるためと解釈される。

つぎに、図 5 で示した測定と同時に進めた、CN Violet (0, 0) band head の強度の時間的変化の測定を

図 10 に示す。位置はよどみ点前方 1 mm である。作動気体が N_2 の場合にくらべて、 N_2+O_2 の場合にスペクトル強度が大であり、増加率も大であることがみとめられた。気流の温度は両者共同様であるから、強度の増加は CN の分子数の増加と考えることができる。前述のように、CN がグラファイトの表面で生成されるならば、 O_2 の存在の CN の増加への効果についての説明がなされなければならない。

絶対反応速度論の Glasstone, Laidler, & Eyring²¹⁾ によれば、表面における反応は一般に 5 段階に分けることができる。すなわち、[1] 反応性気体の表面への transport, [2] 気体の adsorption, [3] 表面での反応, [4] 生成物の desorption, および [5] 生成物の気体中への transport, である。[2]~[4] の各段階にそれぞれの活性があり、[1]~[5] のうち最も進行速度の遅い段階が全体の過程を支配する。いま本実験について考えてみると、上記の [1] と [5] は境界層内の流れに依存するもので、 O_2 の存在によって流れ自体に大きな変化はないと考えられる。[4] に対する O_2 の効果は明らかではない。[2], [3] については、進行速度は活性化された位置 (active site) の数の比例する*。したがって、 O_2 の存在により site の数が増せば、 O_2 の効果の説明ができる。ところで、site の数は表面積に比例するが、 O_2 の存在により表面での燃焼が生じ、その結果表面の有効面積が増大することが知られている¹⁰⁾。本実験においても、 N_2 のみの場合にくらべて、 O_2 を混入した場合には表面が粗くなることが観察されている。以上で一応、何故 O_2 を混入すると、CN のスペクトル強度が増すかの説明がなされたが、同時に、表面で反応がある場合の、幾何学的面積と有効面積さらに表面粗さというような複雑な問題も提起された。これは、定量的に解決するには、あまりにもこみ入っているが、表面燃焼の問題においては本質的なものであるように思われる。

N_2+O_2 の場合、35 秒経過した状態で、強度の増加に段階が生じる。図 4, 5 と比較すると、空気力学的加熱においては、大体この T_w で燃焼の影響が現われてくる。しかし、相方のくわしい関連は明らかではない。また、 N_2 のみの場合、スペクトル強度の増加を T_w と関連づけると、ほぼ $\exp(-1/T_w)$ に比例しており絶対反応速度論との矛盾はない。

* [1] および [5] が支配する状態が、酸素の拡散率が反応する状態であり、[2] および [3] が支配する場合には、反応は反応率で支配される。通常、このいずれかが最も重要な過程である。

第3の, CN Violet (0, 0) band head の境界層内の分布の測定結果は, 図 11 のようになる。表面が十分に高温になり, 拡散率が反応を支配している状態で測定された。スペクトル強度は, 作動気体が, N_2 のみの場合, N_2+O_2 の場合について, それぞれ, よどみ点前方 0.3 mm における値で割った分布となっている。 N_2 のみでは, CN のスペクトル強度が小で, N_2+O_2 の場合に比べて測定精度は良くない。CN のスペクトル強度は, いずれも表面に近いほど大で, 境界層の端に向かって単調も減少している。境界層では, 温度分布は表面に近いほど低いので, 図 11 の結果は, CN の密度が表面に近いほど高くなければ説明がつかない。すなわち, CN は表面で生成され, 境界層の端に向かって拡散していることがわかる。ここで興味のあることは, CN の拡散距離が大きいことである。図 9 を参照すれば, 拡散はよどみ点前方 5 mm に及んでいる。すでに述べた低レイノルズ数効果の理論では, 衝撃波は不連続面と考えられている。一方本実験条件での衝撃波離脱距離は, 衝撃波を不連続面と考えた場合, 約 1.4 mm である*。したがって, CN の拡散距離と比較した場合, ここでの衝撃波は不連続面という考え方があてはまらず, きわめて変化のなだらかなものと見なし得る。その原因の一つは, 低密度のプラズマ流を用いたためと考えられる。このために, 文献^{18), 19)}の理論的な流れの場との違いが生じて, 低レイノルズ数効果による空気力学的加熱の増加がみとめられないものと考えられる。さらに物理的に考えれば, 衝撃波による温度上昇が十分でないことと, 見掛け上, 境界層の厚さが増すような流れの場が構成されたために, 空気力学的加熱が理論より低いと解釈できる。

ablator としてのグラファイト; 以上の結果をまとめて, 応用上の問題を検討しよう。グラファイトは表面での反応のある heat sink material であるが, 高エンタルピ流中での燃焼の効果は, グラファイトが ablator としての性能を持つことを示している。

Scala¹³⁾によれば, 拡散率が支配する反応の場合に

* Truitt²³⁾によれば, 球状物体の衝撃波離脱距離 δ はつぎのように表わされる。

$$\delta = \frac{\frac{\rho_\infty}{\rho_e} \cdot R_S}{-\sqrt{1 - \left(1 - \frac{\rho_\infty}{\rho_e}\right)^2} - 1}$$

ここで, R_S は球の半径である。 R_S と同じ半径の円断面の場合, 有効半径として $2.64R_S$ を用いればよいことが知られている¹¹⁾。

は, effective heat of ablation q^* (\dot{q}_0) を, 単位面積あたりのグラファイトの質量欠損率で割った量, ablator としての性能は \dot{q}^* が大きいほどよい) は, つぎのように表わされる。

$$q^* = 2,980 + 2.98(h_s - h_{w, \text{air}}) \text{ cal/g} \quad (9)$$

したがって, h_s が大きい状態ほど, ablator としての性能を発揮する。上式において, 質量欠損率は Dianconis, Gorsuch & Sheridan¹¹⁾ によって実験的に確められ, \dot{q} は本実験で確められているので, (9) 式は信頼できるものと見なされる。

ここで, \dot{q}^* について, さらに物理的意味を検討してみたい。Roberts²³⁾ の導いた, 定常なアブレーションの場合の結果を, グラファイトにあてはめるとつぎのようになる。

$$q^* = c_b(T_w - T_b) + L + \{c_{pf}\bar{c}_f + c_{p, \text{air}}(1 - \bar{c}_f)\} \times (1 - 1/3P_r^{-0.6})(T_e - T_w) \quad (10)$$

ここで, c_b , c_{pf} , \bar{c}_f , T_w , T_e , L , および P_r は, それぞれ, グラファイトの比熱, 表面で生成される気体 (CO または CO_2) の定圧比熱, 表面で生成される気体の質量混合比の境界層の厚さ方向の平均値, よどみ点から十分離れた位置のグラファイトの一定温度, 境界層の端における気流の温度, 反応の潜熱, および表面におけるプラントル数を表わしている。 q^* を大きくするには, 各項がそれぞれ正で大きければよい。第 1 項は, グラファイトの heat sink material としての性質から十分に大きい。第 2 項は, 表面での燃焼のため負となる。この第 1, 第 2 項が, (9) 式の第 1 項に対応する。(9) 式の第 2 項に対応する (10) 式の第 3 項は, 境界層内に混入する生成気体により, 空気力学的加熱を減少させる効果を表わす。 P_r は生成気体の混入で変わらないので, 効果は $c_{pf}\bar{c}_f + c_{p, \text{air}}(1 - \bar{c}_f)$ を大きくすることができるかどうかで決まる。図 7 において, 温度の低い場合を除いて, 一般に $c_{pf} > c_{p, \text{air}}$ だから, \bar{c}_f が大きいほど空気力学的加熱減少の効果が大きい。いま, 簡単のために, 生成気体の境界層内での分布を直線的であると仮定すると, \bar{c}_f は, シュミット数 $S_c(\mu_w/\rho_w D_{12}, \mu_w, \rho_w)$ および D_{12} は, それぞれ, 表面における粘性係数と密度, および相互拡散係数) と P_r の関数として, 図 12 のようになる。本実験において, P_r は約 0.7, S_c も同じく 0.7 だから, $\bar{c}_f \approx 0.85$ となる。主生成気体が CO_2 であれば, c_{pf} は $c_{p, \text{air}}$ より約 10% くらい大きいので,

$$\frac{c_{pf} \times 0.85 + c_{p, \text{air}} \times 0.15}{c_{p, \text{air}}} \approx 1.085 \quad (11)$$

したがって, 表面における燃焼の結果発生した CO_2

により、気流の c_p は 8.5% ほど増加して、空気力学的加熱減少に役立つ。

図 12 で、 S_c が小さい方が c_f が大きく、したがって空気力学的加熱の減少に有効であることの物理的解釈は、つぎのように考えられる。 S_c が小さいことは、 D_{12} が大でしたがって CO_2 等の生成気体の境界層内での拡散が早いことを示している（分光学的測定で、CN 拡散距離がよどみ点の前方に大きいことと一致している）。いま、 c_{pf} は $c_{p\text{air}}$ よりも大きいので、表面での低い温度を持つ熱容量の大きい生成気体が、境界層の端において高温の熱容量の小さい空気と拡散し合うことになり、空気力学的加熱の減少をもたらすのである。

5. 結 論

よどみ点におけるグラファイトへの空気力学的加熱の測定を行なった結果、つぎの結論が得られた。

1. 表面における燃焼により、空気力学的加熱は増加する。表面温度と空気力学的加熱との関係は、表面における燃焼が反応率で支配される領域では、反応率の基礎的データに十分信頼しうるものが得難い等の理由で、理論と実験とは傾向的にのみ一致した。しかし、燃焼が酸素の拡散率で支配される領域では、理論と実験とは一致した。

2. 分光学的測定による流れの場の研究から、CN のスペクトル強度が卓越していることがわかった。さらに、衝撃波の厚みが大きく、表面で生成される気体の前方への拡散距離が長いことが認められた。燃焼により、表面の有効面積が著しく増加することが認められた。

3. Scala によって導かれた、グラファイトの effective heat of ablation (9) の妥当性が認められた。

本研究をすすめるにあたり、空気力学第一部平木一部長はじめ同部の方々、有益な討論をしていただいた。厚く感謝する次第である。また、実験その他での、同部の堀尾祐一技官と小山久夫君の協力に厚く感謝する。

文 献

- 1) Aihara, Y, Nomura, S., and Watanabe, Y; Surface Phenomena in High Enthalpy Flow, the Seventh International Symposium on Space Technology and Sciences, Tokyo, (1967)
- 2) Dow, M.B., and Swann, R.T.; Determination of Effects of Oxidation on Performance of Charring Ablators, NASA TR R-196 (1964)
- 3) Gulbransen E.A., and Andrew, K.F.; Reactions of Artificial Graphite, Ind Eng. Chem., Vol. 44, No. 5, pp. 1034~1051 (1952)
- 4) Goring, G.E., Curran, G.P., Tarbox, R.P., and Gorin, E.; Kinetics of Carbon Gassification by Steam, Ind Eng. Chem., Vol. 44, No. 5, pp. 1051~1057 (1952)
- 5) Khitrin, L.N.; Fundamental Principles of Carbon Combustion and Factors Intensifying the Burning of Solid Fuels, Sixth Symposium on Combustion, Reinhold Publ. Corp., N.Y., pp. 565~573 (1956)
- 6) Tsukhanova, O.A.; Solving Problems of Heterogeneous Combustion by the Method of Averaging Equations, Sixth Symposium on Combustion, Reinhold Publ. Corp. N.Y., pp. 573~577 (1956)
- 7) Blyholder, G., and Eyring, H.; Kinetics of Graphite Oxidation, J. Chem. Phys., Vol. 61, pp. 682~688 (1957)
- 8) Blyholder, G., and Eyring, F.; Kinetics of Graphite Oxidation II, J. Chem. Phys., Vol. 63, pp. 1004~1008 (1959)
- 9) Golovind, E.S, and Khaustovich, G.P.; The Interaction of Carbon with Carbon Dioxide and Oxygen at Temperatures up to 3000°K, Eighth Symposium on Combustion, Williams and Wilins Co., pp. 784~792 (1962)
- 10) Gulbransen, E. A., Andrew, K. F., and Brassant, F.A.; Oxidation of Graphite, Molybdenum, and Tungsten at 100 to 1600°C, Heterogeneous Combustion, Academic Press, N.y., pp. 227~250 (1964)
- 11) Metygr, J.W., Engel, M.J. and Diaconis, N.S.; Oxidation and Sublimation of Graphite in Simulated Re-entry Environments, AIAA Jour. Vol. 5, No. 3, pp. 451~460 (1966)
- 12) Scala, S.M.; The Ablation of Graphite in Dissociated Air, I. Theory, G.E., R 62 SD 72, (1962)
- 13) 平木 一, 相原康彦, 野村茂昭; プラズマ風洞の実験, 日本航空学会誌, 13巻, 104号 (1965)
- 14) 野村茂昭; 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定, 航技研報告 TR-133(1967)
- 15) Swann, R.T., and Pittman, C.M.; Numerical Analysis of the Transient Response of Advanced Thermal Protection Systems for Atmospheric Reentry, NASA TN D-1370 (1962)
- 16) 野村茂昭; 非定常空力加熱の測定, 航技研報告に刊行予定
- 17) Fay, J.A., and Riddell, F.R.; Theory of

Stagnation Point Heat-Transfer Rate in Air and Nitrogen at High Temperatures, AIAA Jour, Vol. 1, No. 8, (1963)

- 18) Gilbert, L.M., and Goldberg, L.; A Reynolds Number Scaling Theory for Hypersonic Ablation, AIAA paper No. 67-155(1967)
- 19) Goldberg, L., and Scala, S.M.; Mass Transfer in the Low Reynolds Number Viscous Layer Around the Forward Region of a Hypersonic Vehicle, G.E., R 65 SD 27 (1965)
- 20) Thomas, N.; Analysis of the Combustion Wave by Pressure Effects and Spectroscopy,

Physical Measurements in Gas Dynamics and Combustion, Princeton Univ. Press, Princeton N.J., pp. 527~566 (1954)

- 21) Glasstone, S., Laidler, K.J., and Eyring, H.; The Theory of Rate Processes, McGraw-Hill Book Co., Inc., N.Y. (1941)
- 21) Truitt, P.W.; Hypersonic Aerodynamics, The Ronald Press Co., N.Y. pp. 246~247 (1959)
- 23) Roberts, L.; A Theoretical Study of Stagnation-point Ablation, NACA TN-4392, (1958)

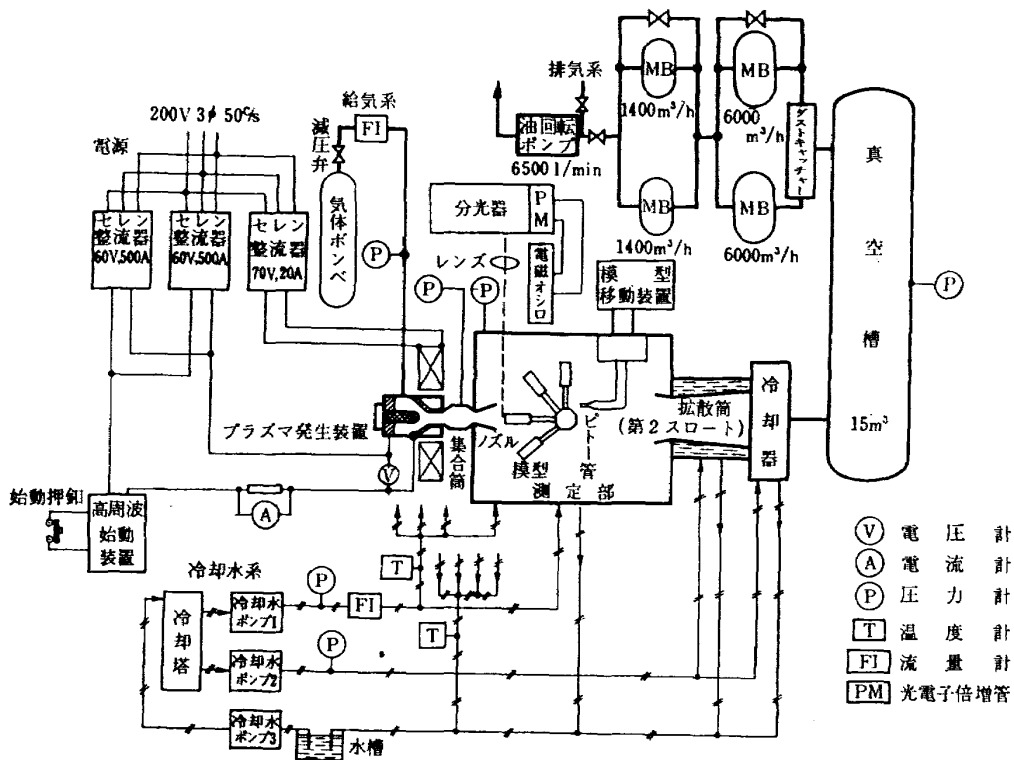


図 1 プラズマ風洞の系統図

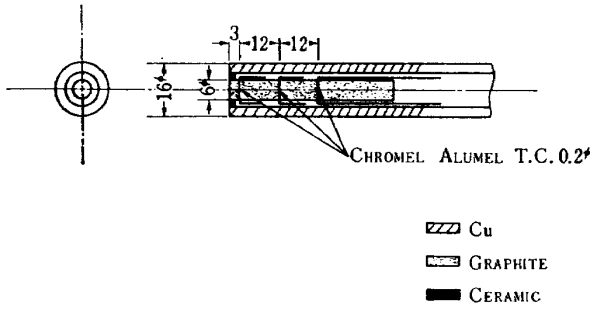


図 2 A グラファイト模型

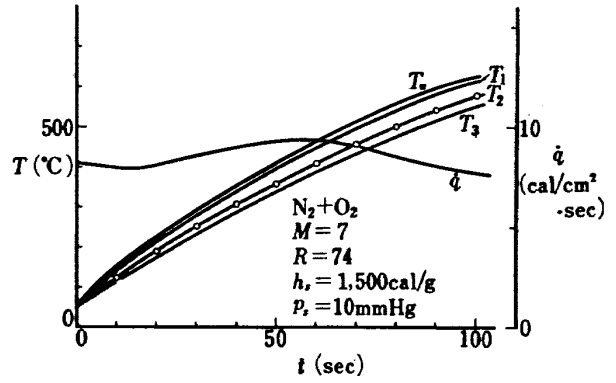


図 4 グラファイトの模型による測定結果と、表面温度と空気力学的加熱の時間的変化の解析結果

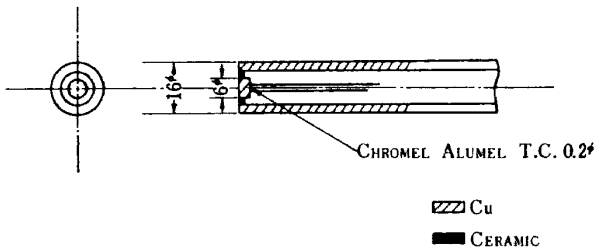


図 2 B 銅の模型

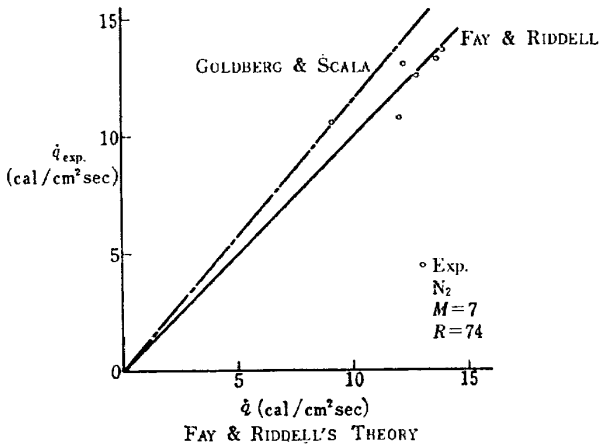


図 3 銅の標型への空気力学的加熱

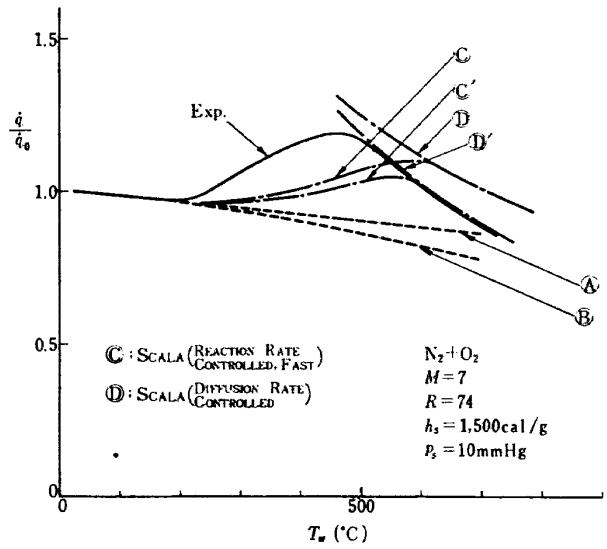


図 5 グラファイトへの空気力学的加熱の、表面温度による変化

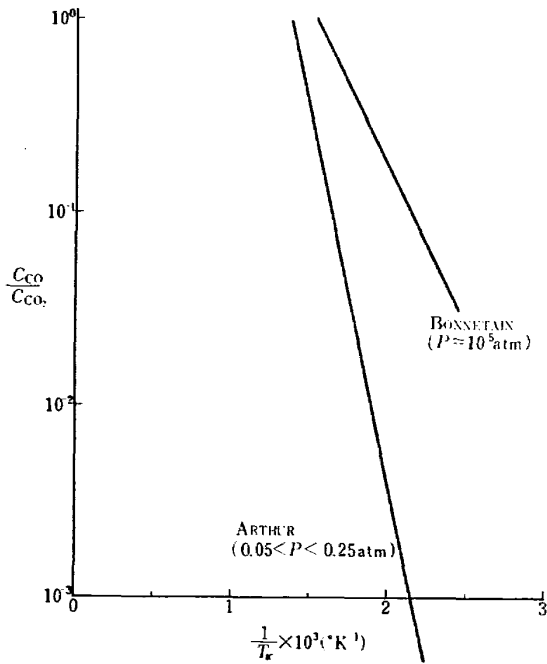


図 6 CO と CO₂ の質量比の、グラファイト表面温度による変化

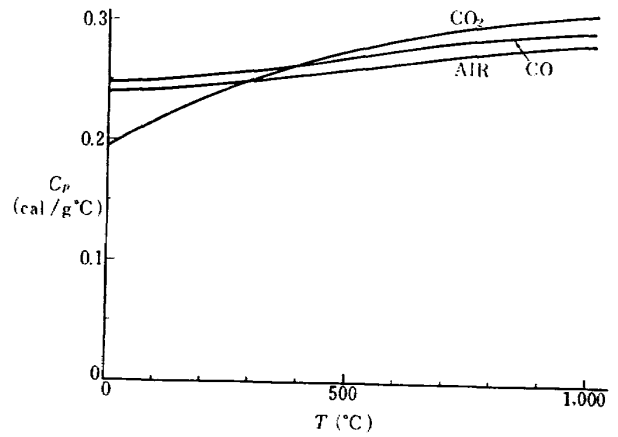


図 7 CO, CO₂, および空気の定圧比熱 c_p の、温度による変化

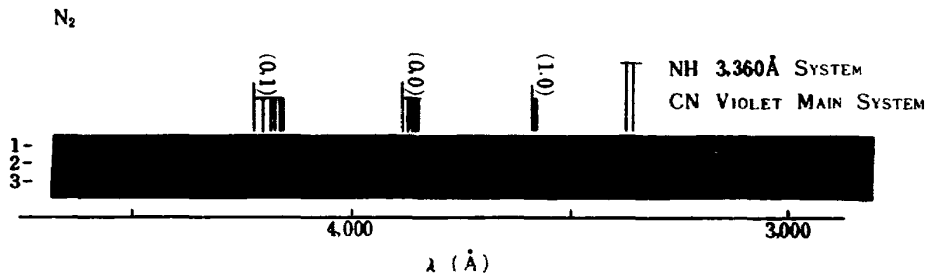


図 8 作動気体が N₂ の場合の、表面温度が十分に高いグラファイトの模型前方におけるスペクトル
(写真左側の数字は、よどみ点前方の距離 (mm) を示す)

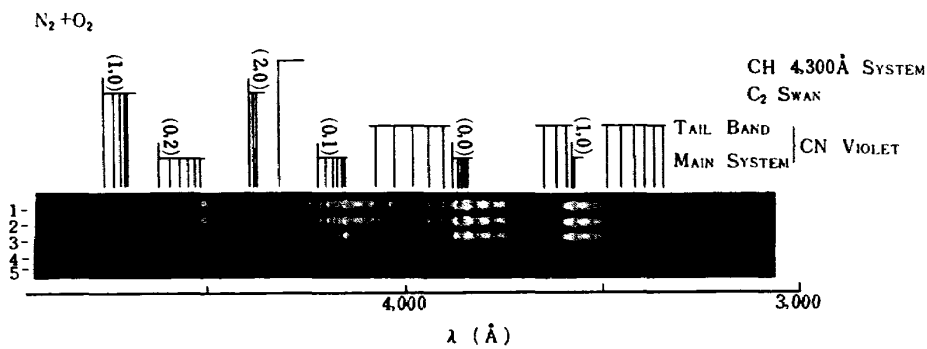


図 9 作動気体が N₂+O₂ (質量比 20%) の場合グラファイトの模型前方におけるスペクトル
(写真左側の数字は、よどみ点前方の距離 (mm) を示す)

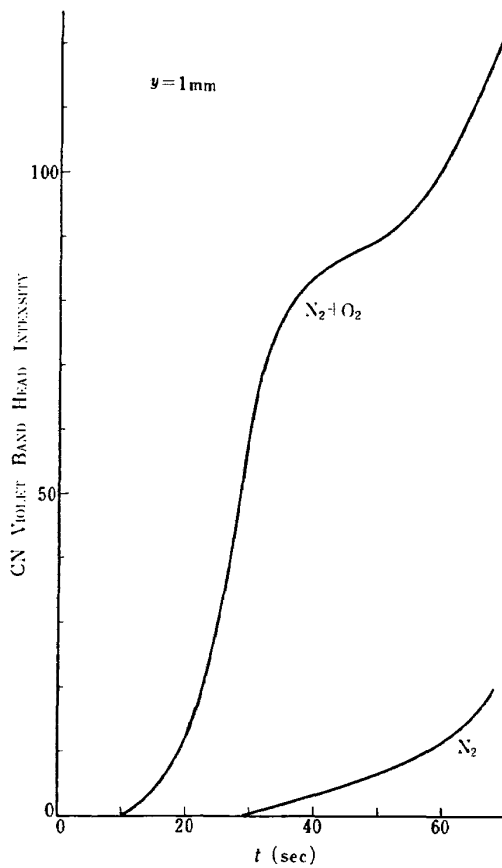


図 10 グラファイト模型前方 1 mm における, CN Violet Band Head Intensity の, 作動気体が N_2 および N_2+O_2 の場合の, 時間的变化

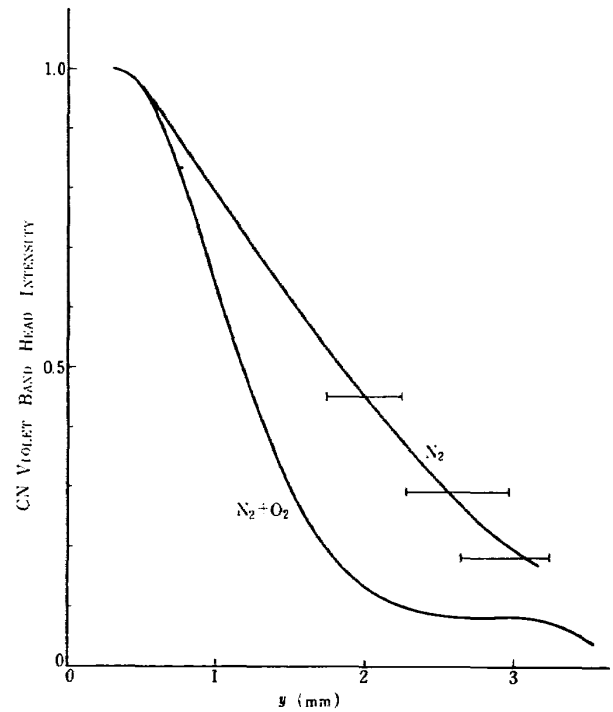


図 11 表面温度が十分高いグラファイト模型前方の, CN Violet Band Head Intensity の, 作動気体が N_2 および N_2+O_2 の場合における, 空間的分布

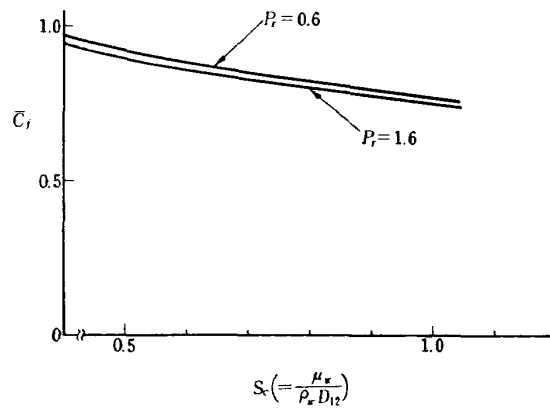


図 12 グラファイト表面からの生成気体の境界層内における平均質量混合比 \bar{c}_f の P_r および S_c との関係

- | | | | |
|--------|--|----------|--------------------------------------|
| TR-139 | 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適着陸操作—前進速度0の場合—
Optimal Vertical Descent Procedure with Partial Power of Multi-Engined Helicopters
—The Case of Rejected Take-Off— | 1967年8月 | 古茂田 真幸 |
| TR-140 | 流線法によるダクト流れ
Streamline-Curvature Approach to Duct-Flow Problems | 1967年9月 | 藤井昭一, 宇野威信 |
| TR-141 | マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析について
Semi-Monocoque Structures Solved Numerically by the Matrix Force Method | 1967年10月 | 川島 矩郎 |
| TR-142 | 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験
Experimental Studies on Some On-Off Attitude Control Systems Using a Dynamic Model | 1967年10月 | 樋口一雄, 堀川勇壮
村上力, 小川敏雄
真柳光美 |
| TR-143 | 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究
Experimental Studies on the Primary Zone of High-Intensity Combustors | 1967年10月 | 大塚 貞吉, 鈴木邦男
相波 哲朗, 石井浅五郎
広瀬 健樹 |
| TR-144 | 円管流の非定常熱伝達
—第2報 薄い壁の場合—
transient Heat Transfer through a Thin Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the Pipe | 1967年11月 | 林 二識, 井上建二 |
| TR-145 | ロケット用耐熱材料の研究
Study on Heat Insulation Materials for Rocket | 1967年11月 | 古田 敏康 |
| TR-146 | 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研究
Study on the Miniature Type High Sensitivity Accelerometer Using Semiconductor Strain Gages | 1967年11月 | 田畑 浄治, 大坪孔治
滝沢 直人 |
| TR-147 | 固体ロケットモータのノズルにおける熱伝達の実験的研究
—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの影響—
An Experimental Investigation of Heat Transfer in the Nozzle of High-Aluminized Solid Rocket | 1968年2月 | 五代 富文, 湯沢克宣
伊藤 克弥, 西村久男 |
| TR-148 | 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察
—失速フラッターの研究(I)—
Optical Observation of the Separated Flow around an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter | 1968年2月 | 中村 泰治, 磯貝 紘二
江尻 宏 |

航空宇宙技術研究所報告149号

昭和43年2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 電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)
印刷所	株式会社 東京プレス 東京都板橋区桜川 2-27-12
