

# 極超音速軸対称鈍頭物体のよどみ点近傍における アブレーションの実験的研究

辛島 桂一・佐藤 清・久保田弘敏

## An Experimental Study of Ablation Near the Region of Stagnation Point of Blunt-Nosed Axially Symmetric Bodies at Hypersonic Speeds

By

Keiichi KARASHIMA, Kiyoshi SATO and Hirotohi KUBOTA

**Abstract:** Present paper gives the results of experimental measurement of local ablation rate near the region of stagnation point of blunt-nosed axially symmetric bodies at hypersonic speeds. The models used in the experiment are hemisphere-cylinders with various nose-radius of curvature made of teflon and the measurement of local ablation rate is made directly by use of an optical method.

It is shown that the ratio of local to stagnation ablation rates decreases monotonously onto downstream, depending upon the nose-radius of curvature and stagnation temperature in free stream.

Comparison of the experimental results with a first-order approximate theory indicates that the agreement is fairly good near the region of stagnation point at stagnation temperature in free stream beyond 1100°C.

### 概 要

軸対称鈍頭物体のよどみ点近傍における局所 ablation rate の測定結果の報告である。実験に使われた模型は、テフロンで作った数種の曲率半径をもつ半球で、光学的方法によって直接に局所 ablation rate を測定する。

よどみ点 ablation rate と局所 ablation rate との比は下流方向へ単調減少しており、これは、物体頭部の曲率半径と主流よどみ点温度に関係している。

主流よどみ点温度 1100°C 以上では、軸対称鈍頭物体のよどみ点近傍の実験結果と第一次近似理論との一致はかなり良好である。

### 記 号

$(x, y, z)$	座標系
$p$	圧力
$T$	温度
$t$	時間
$M_{\infty}$	主流マッハ数

$\rho$	アブレーション物質の密度
$\phi$	物体表面の法線と物体軸とのなす角
$\theta$	アブレーション物質表面上の方位角
$\theta_s$	アブレーション物質表面上の肩における方位角
$\dot{m}$	局所 ablation rate
$\dot{m}_0$	よどみ点における ablation rate
$\dot{m}_1$	局所 ablation rate の第一次微小じょう乱係数
$R_b$	物体頭部の曲率半径

添字:

0	よどみ点の状態
1	垂直衝撃波直前の状態
2	垂直衝撃波直後の状態

## 1. 緒 言

宇宙船が、地球大気へ再突入する際に受ける空力加熱を緩和するために、何らかの熱吸収あるいは冷却の方法が必要なことはよく知られている。特に、短時間で再突入を行なう場合には、熱防御の方法としてアブレーションを利用することが最も実用的であると考えられている。これは、熱防御機構のおもな効果が、宇宙船表面上に生じている境界層からの多量の熱量を、表面物質の液化、気化等の相変化の潜熱や、熱分解、化学反応等の反応熱に吸収させてしまい、宇宙船内部に伝導される熱をかなりな程度まで制限しようとするものだからである。

この意味で、再突入問題に応用されるアブレーションは、本質的に、空気力学的熱伝達の過程と非平衡化学反応の過程との coupling によって解明されなければならない。しかし、有効なアブレーション物質とみなされる多くの材料は、主として高分子有機化合物であって、これらの物質の熱分解の過程は非常に複雑で、chemical kinetics を用いたこの分野での定量的な研究はあまり進んでいないようである。

一方、アブレーションの空気力学的研究は、噴き出しを有する境界層の熱伝達の問題とも関連して、主として理論的に、多くの人々によって議論されている。従来の研究のうちでは、Roberts [1][2][3] によって提出された簡単な解析方法は、アブレーションに関係する種々の空気力学的・物性的パラメタの重要な効果を、定量的というよりはむしろ定性的に与えたという意味で注目に値する。しかしながら、Koh [4] によって指摘されたように、輸送係数の簡単な見積りから出発した解析は、結果として境界層方程式の解に大きな誤差をもたらすことが明らかになっている。

このような観点から、境界層に関する輸送係数を、気体の kinetic theory を用いて厳密に評価した上での、よどみ点アブレーションに関する理論的解析方法が辛島・久保田 [5] によって提出され、空気力学的関係と化学的關係との matching により、与えられた周囲条件のもとで、ablation field に関するすべての物理量が一義的に示された。最近、この解析方法は、辛島・久保田・佐藤 [6] によって、第一次微小じょう乱近似を用いて軸対称鈍頭物体の

よどみ点下流にまで拡張された。

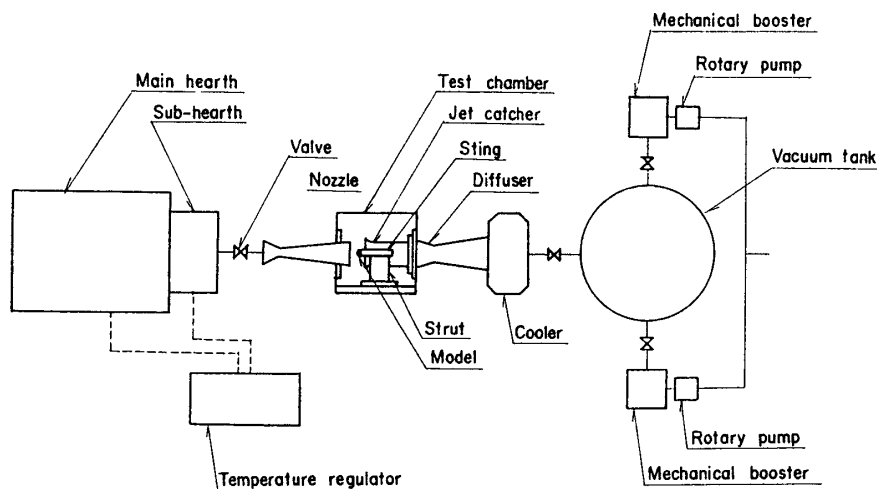
理論的研究が数多くあるのに反して、アブレーションの空気力学的研究に関する実験の報告は多くは見当らない。これは、アブレーションの現象に関係する種々の空気力学的および物性的パラメタの効果を分離して議論することが実験的に困難であることによると考えられる。しかし、Winters [7] が微小電気容量型の ablation sensor を用いた装置を開発し、小型ロケットに搭載して自由飛行実験で直接テフロン of ablation rate を測定した結果 [7][8][9] は注目すべきである。種々の高分子有機化合物およびそれを組み合わせた F. R. P. は、神元ら [10] によって、小型プラズマ・ジェット風洞を用いて試験されている。しかし、残念なことに、これらのデータはすべて、全部の周囲条件の影響のもとに得られたものであって、ablation rate と個々の周囲条件との定量的関係は解明されていないようである。したがって、これらのデータは試験材料の重要な性質を定性的にのみ記述するものと考えられる。

定量的な information を得るために、河村・辛島・佐藤 [11] はテフロン製半球模型を用いてよどみ点アブレーションの実験的研究を行ない、主流よどみ点温度と物体曲率半径がよどみ点アブレーションにおよぼす効果を強調した。また、ある遷移時間が経過した後は、よどみ点近傍では定常アブレーションが近似的に存在するという注目すべき事実も明らかになった。こういう事情のもとに、よどみ点下流の領域にまで実験を拡張するのは非常に興味あることと考えられる。

極超音速における軸対称鈍頭物体のよどみ点下流の局所 ablation rate の特性的な傾向を、実験的に研究しようというのがこの報告の目的である。ここでも、文献 [11] と同様、局所 ablation rate が、主流よどみ点温度と物体曲率半径のような周囲条件に依存していることが強調される。試験材料としてテフロンを用い、結果は辛島・久保田・佐藤 [6] の第一次微小じょう乱近似理論と比較することにする。

## 2. 実験装置

実験に用いた小型高エンタルピー超音速風洞は、高温空気供給系、風洞系および排気系か



第1図 風洞概略図

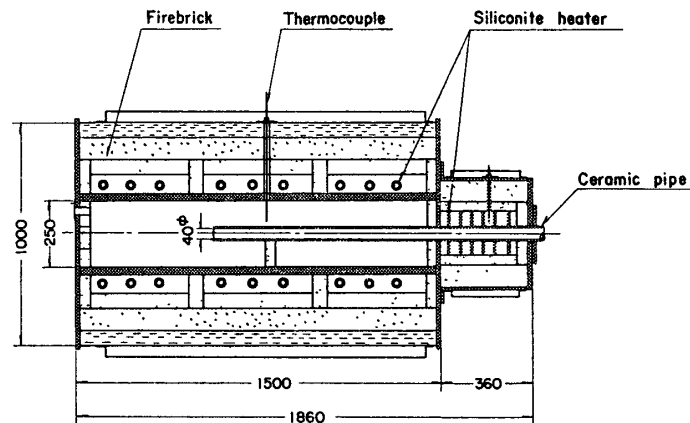
ら成り立っている。全体的な概略図は第1図のようである。

### 2.1. 高温空気供給系

高温空気供給系は、加熱炉(本炉)、保温炉および自動温度制御装置から成る。小孔を通じて本炉に吸い込まれた大気は、本炉内の流路を通過する間に、炉内温度まで加熱される。空気流路のまわりには、シリコニット発熱体を36本配置し、その電力は、作動状態において最高81kWで、200Vの三相交流電源から供給される。本炉中心での最高温度は1600°C、炉出口での最高空気温度は約1400°Cである。1300°Cでの空気流量は最大 $8\text{gr}\cdot\text{sec}^{-1}$ である。

保温炉は、本炉で加熱された空気がノズル入口に達するまでに熱伝導その他で冷却されるのを防ぐために設けられたもので、全出力11.5kWの小型シリコニット発熱体12本を有する。

二つの炉内の温度は、炉の中心付近に配置してある13%白金ロジウム熱電対の出力を利用して自動温度調節計を作動させ、実験中の炉内温度を一定に保たせている。本炉および保温炉の断面詳細図を第2図に示す。



第2図 加熱炉、保温炉断面詳細図

### 2.2. 風洞部

この実験では、測定部で open jet になるような普通の吸い込み式超音速風洞が用いられた。これは、第1図に示すように、バルブ、ノズル、jet catcher、拡散筒および冷却器より成る。不銹鋼製のこの簡単なバルブは、風洞始動時に測定室内をあらかじめ十分に減圧する必要があるために設けたもので、高温になるため、一部分水冷している。

ノズルは不銹鋼製の conical expansion nozzle で total expansion angle は10度である。スロウトおよびノズル出口の直径は、それぞれ  $8.4\phi\text{mm}$  および  $60\phi\text{mm}$  であり、測定部でのマッハ数は5.74である。主流よどみ点温度は最高1200°C、よどみ点圧力は1気圧である。また、主流の最高よどみ点エンタルピおよび主流レイノルズ数は、主流よどみ点温度1200°Cに対して、それぞれ、 $412\text{cal}\cdot\text{gr}^{-1}$  および  $1.88\times 10^3\text{cm}^{-1}$  である。

free jet 内の物理量の分布をできるだけ一様しておくために、不銹鋼製で内径  $85\phi\text{mm}$  の jet catcher を拡散筒の前方に設け、jet catcher 内で strut に取り付けられた水冷式の sting を模型支持台としている。測定室の両扉には、光学的観測のため直径  $100\phi\text{mm}$  の窓ガラス

が取り付けられている。気流が高温であるため、銅製フィンを組み込んだ水冷式冷却器を、水槽中に没した拡散筒後部に配置し、気流温度を  $50^{\circ}\text{C}$  程度にまで下げている。

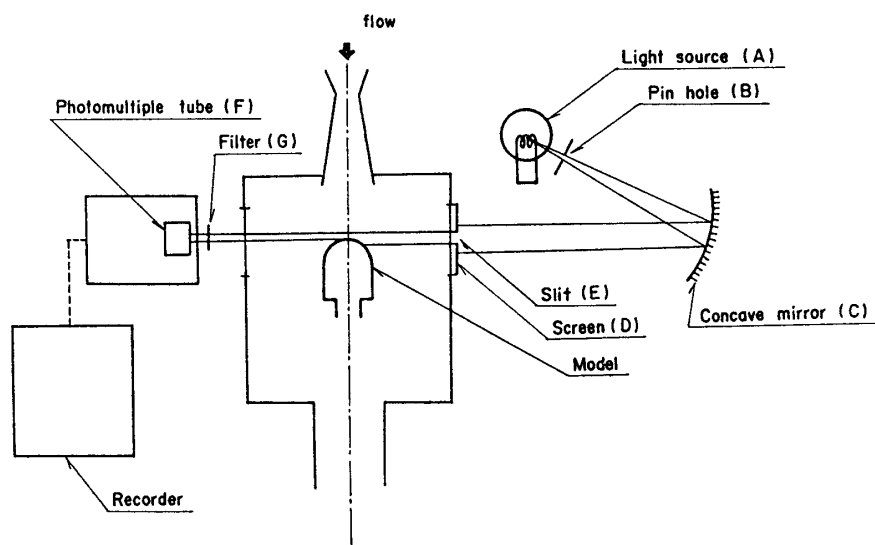
### 2.3. 排気系

排気系は、内容積  $4\text{m}^3$  の真空槽と二組のメカニカルブースタとロータリーポンプとから成り立っている。メカニカルブースタおよびロータリーポンプ各一台の排気速度は、標準状態で、それぞれ  $2000\text{m}^3/\text{h}$  および  $3\text{m}^3/\text{min}$  である。これらの装置の排気容量はかなり大きいので、マッハ数 5.74 での風洞連続運転は十分可能である。

### 2.4. 測定器具

ablation rate は、第 3 図に示すような光電管系で測定される。光源(A)を経て、細孔(B)を通過した単色光は、凹面鏡(C)で反射されて平行光線となる。この平行光線の大部分は窓ガラスの前のスクリーン(D)によりしゃへいされ、わずかの部分がスクリーン上のスリット(E)を通過して測定室内に入る。このスリットの幅は非常に狭くする必要がある。というのは、この光学的方法の分解能を向上させるためには、輝線の像を光電管(F)の感光面に作らねばならないからである。実験に用いたスリットは幅  $0.5\text{mm}$ 、長さ  $10\text{mm}$  で、スクリーンはスリットが水平になるように保たれている。更に、模型を測定室内に取り付けたとき、スリットの水平位置は、輝線の大部分が模型によってさえぎられるように調節した。この配置は次のような原理による。すなわち、アブレーションが起って模型の長さが減少すれば光電管上に到達する輝線の長さは増加し、したがって光電流は増加する。光電流は輝線の光量に比例するので、アブレーションによる模型長さの時間的变化は、光電管からの出力によって作動するペンレコーダによって直接知ることができる。

光電管の出力は、その陽極電圧と光源の強さとともに敏感であるので、これらの装置の入力は大容量の安定器を通して供給され、電源による電気的ノイズを除くために最大  $0.1\%$  の変動におさえた。更に、模型頭部は、炉からの比較的低周波のふく射で赤く輝くので、ふく射の影響を避けるため、光電管の前に青色フィルター(G)を付けた。このフィルタの効果



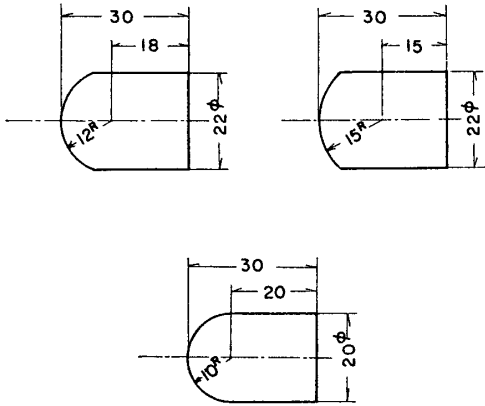
第 3 図 光学的測定装置

は、実験に際して、満足すべきものであることが確認された。光電管出力の較正は、一回の実験ごとに行なった。それは、マイクロメータを用いて模型を後方に 0.25 mm の間隔で動かし、対応する出力を記録する、という方法をとった。

### 2.5. 模 型

テフロンで作った数種の曲率半径をもつ半球を実験に用いた。各模型の寸法詳細は第4図に示す。風洞の最大許容 blockage は流れに平行に置かれた直径 25 φ mm の円柱であって、それ以上では流れは choke するから、12 mm 以上の頭部曲率半径をもつ模型も、第4図のように、円筒部の直径は 24 mm を越えないようにした。

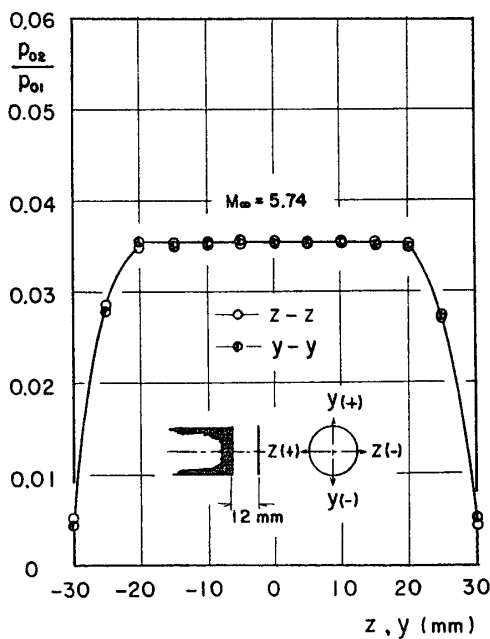
実験に用いられたテフロンの密度は、その材料ごとに幾分か変動するので、すべての模型に対して密度を測定し、その平均値  $\rho = 2.19 \text{ gr} \cdot \text{cm}^{-3}$  をテフロンの密度として採用した。



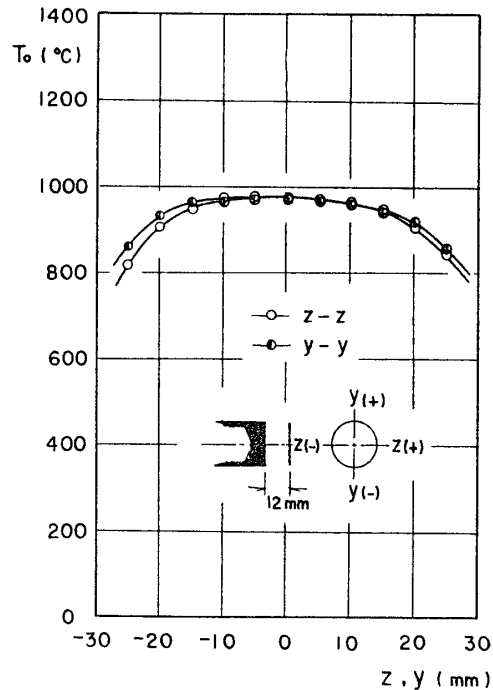
第4図 模型寸法, 単位 mm

### 3. 風洞気流の一様性

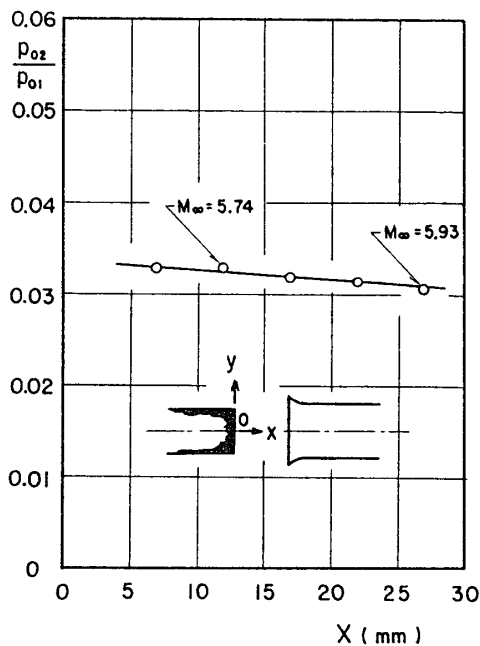
この種の風洞では高温気流に重点がおかれるあまり、気流の一様性に対する詳細な検討が怠られがちであるが、アブレーションの現象は、たとえ局所的な熱輸送の問題に限定したとしても、自由流の一様性が実験の結果全体に重大な影響を及ぼし、この意味で、風洞気流の



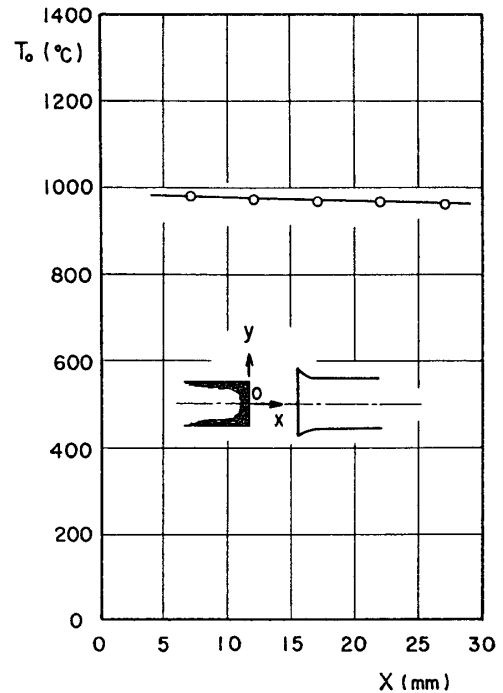
第5図 気流断面内の総圧分布  
( $p_{01} = 1 \text{ atm}$ ,  $T_0 = 980^\circ\text{C}$ )



第6図 気流断面内のよどみ点温度分布  
( $p_0 = 1 \text{ atm}$ , 加熱炉温度 =  $1250^\circ\text{C}$ )



第 7 図 気流軸に沿う総圧分布  
( $p_{01}=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=980^\circ\text{C}$ )



第 8 図 気流軸に沿うよどみ点温度分布  
( $p_0=1 \text{ atm}$ , 加熱炉温度= $1250^\circ\text{C}$ )

一様性というのは最も大きな関心事となる。

第 5 図は、ノズル出口から 12mm 下流での気流に直角な断面内における総圧分布の一例を示し、第 6 図は、同じ断面内のよどみ点温度分布を示すものである。図でわかるように、気流軸を中心として直径 40mm の円形断面内では総圧とよどみ点温度に関して気流はほとんど一様であるといえる。二つの図の円形断面外での圧力および温度の急速な減少は、粘性による運動量およびエネルギーの損失に起因するもので、たとえば、境界層の排除厚はノズル出口で約 6mm と見積られることから理解できる。

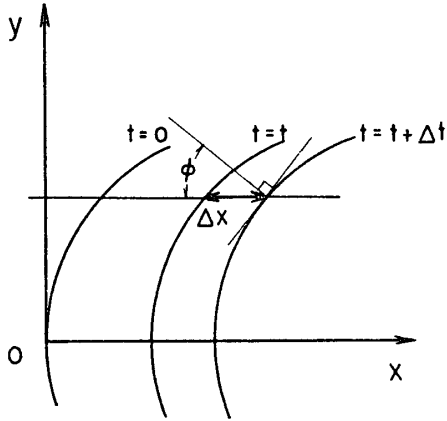
第 7 図および第 8 図は、それぞれ、気流軸に沿っての総圧と、よどみ点温度の分布を示すもので、その一様性はいずれもかなり良好である。下流に向って気流がいくらか加速される傾向があるが、これは、jet catcher の適当な大きさを選ぶか、ノズル出口との相対的な位置を調節することによって改良され得る。

#### 4. 実験および結果

アブレーションは、本質的には、物体形状の時間的変化を伴う非定常な現象であるから、形状変化の連続的なデータを得る必要がある。実験的観点からいえば、バルブを開いてからある時間経ったあとの、各時刻における模型の写真を撮るという方法は、最も簡単で、最も実用的なものであるけれども、写真では物体形状を正確に測れないという困難が生じ、したがって、ablation rate の見積りに大きな誤差をおよぼすことになる。こういう事情をかんがみて、本実験では、先に述べたような光電管系を使用した。各時刻の物体形状を記述するために、第 9 図のように空間に固定した直角座標系 ( $x, y$ ) の原点を、初期物体形状のよどみ

点にとり、物体軸を  $x$  軸とする。

任意時刻の物体形状を得るために、 $x$  軸に平行な方向の変位を同時に、 $y$  のいくつかの値に対して測る必要がある。しかし、残念なことに、この実験で用いた光電管系は、一回の風洞運転のあいだに、 $y$  の一つの値に対してしか表面変位を測る機能をもたないので、 $y$  のいくつかの値に対して同じ種類の模型を数回繰り返して実験し、各回の物体形状を組み合わせることとした。

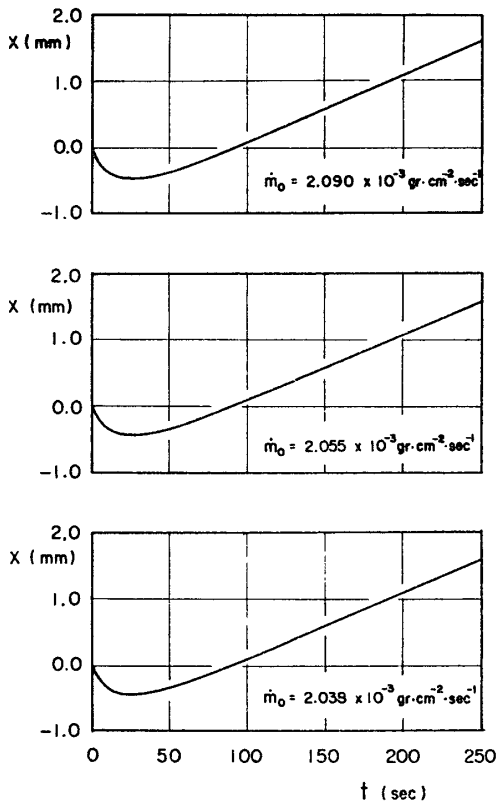


第9図 座標系

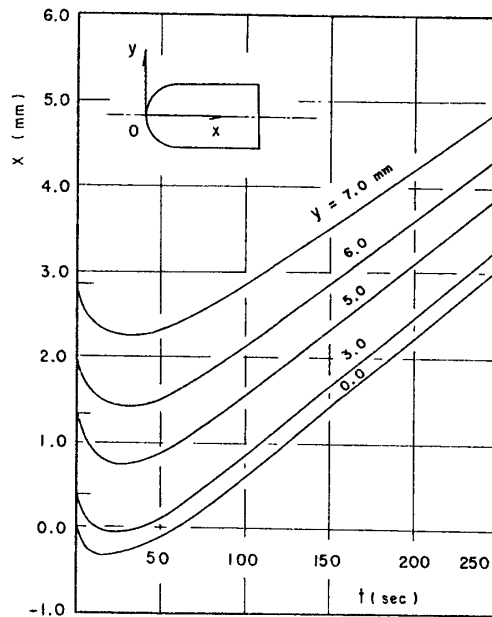
しかしながら、このように各回の物体形状を組み合わせることができるといえるためには、同一運転条件で同一データが得られるという実験結果の再現性を保証しなければならないことは明らかである。

よって、実験結果の再現性の確認が重要となってくる。この目的のために、よどみ点 ( $y=0$ ) での表面変位の測定を、同一運転条件で同一種類の模型を用いて数回行ない、その一つの例を第10図に示した。この図でわかるように、毎回のよどみ点での表面後退はほぼ同一であることが見られ、実験の再現性はかなり良好であるといえる。図の3回の実験での相対誤差は、150秒以後ではわずか3%以下である。

よって、実験結果の再現性の確認が重要とな



第10図 実験結果の再現性の確認  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1$  atm,  
 $T_0=1045^\circ\text{C}$ ,  $R_b=2.99$  cm)



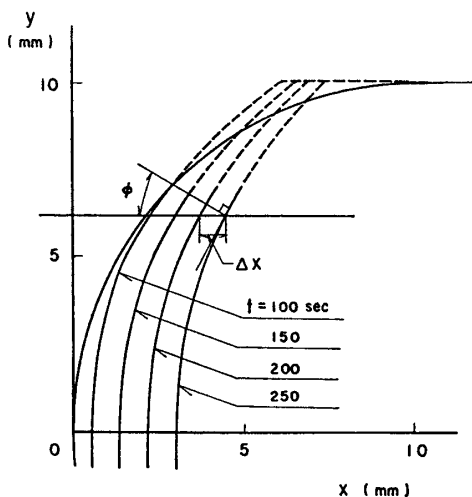
第11図 模型表面各点の後退の一例  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1$  atm,  
 $T_0=1200^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.21$  cm)



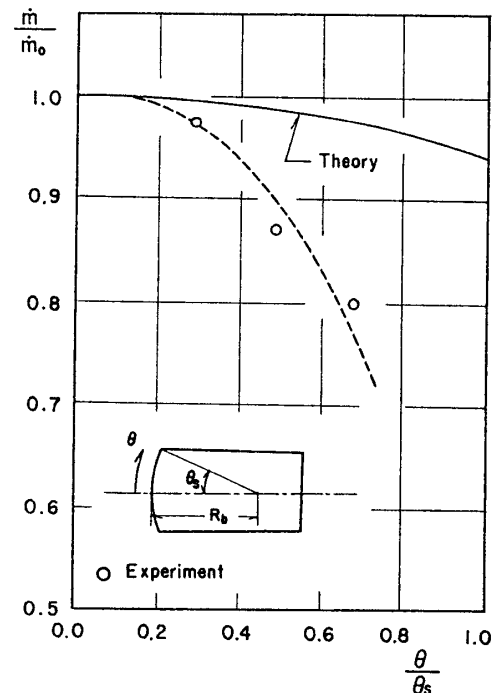
第11図は、ある $y$ の値に対しての表面後退距離の測定値の一例を示す。頭部形状は最初は球型であるので、よどみ点( $y=0$ )を除いては、どの $y$ をとっても模型の初期位置の $x$ 座標は正である。図で見られるように、模型の長さは実験開始後すぐに増えはじめ、時間の経過とともに減少する。このことは、テフロン熱膨張係数が比較的大きいということから理解できる。すなわち、最初常温にあった模型が突然熱風にさらされた場合、その大きな温度差によってかなり多量の熱伝達が起こるが、この熱は模型の熱容量に吸収されて、表面温度はそれほど上昇しない。したがって、アブレーションは、もし起っているととしても、そんなに大きくはならないはずである。一方、模型は温度上昇に比例して熱膨張するから、両者の全体的な効果は、最初のうちは模型が伸びたという結果をもたらす。このような定性的な考察は、既に文献[11]で定量的に確認した。ある遷移時間を経過した後は、模型内部の温度は平衡に達し、熱膨張の程度は小さくなってアブレーションの効果が卓越する。

第11図は、バルブを開いてから約100秒後に、 $x$ 軸に平行な局所表面後退速度がほぼ一定になるという注目すべき事実を示している。このことから、よどみ点近傍での局所表面後退速度は、ある時間後には、時間にほとんど無関係になることが証明される。更に、この図で、よどみ点近傍をあらわすカーブのこう配が、よどみ点をあらわすそれとほとんど等しいことがわかり、したがって、ある時間後に頭部曲率半径はほとんど変化しなくなることがわかる。以上の結果は、準定常の仮定が適用可能であることを明らかに示している。

第12図は、各時刻の物体形状の一例を示す。局所 ablation rate は物体表面に垂直な表面



第12図 各時点での模型形状の一例  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1$  atm  
 $T_0=1200^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.21$  cm)



第13図 局所 ablation rate の理論値と  
実験値の比較  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1$  atm,  $T_0=970^\circ\text{C}$ ,  
 $R_b=2.83$  cm,  $\dot{m}_0=1.529 \times 10^{-3}$   
 $\text{gr} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{sec}^{-1}$ )

後退速度を用いて

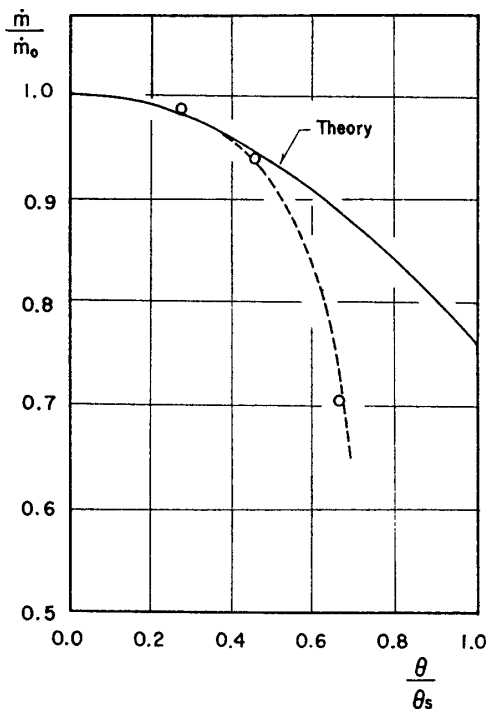
$$\dot{m}(y) = \rho \frac{\Delta x(y)}{\Delta t} \cos \phi(y) \quad (1)$$

で定義される。ここで、 $\dot{m}(y)$ 、 $\rho$  および  $\Delta x(y)$  は、それぞれ、 $y=y$  での局所 ablation rate、アブレーション物質の密度および時間間隔  $\Delta t$  での  $x$  軸に平行な表面後退距離をあらわす。図に示したように、 $\phi(y)$  は  $y=y$  でのアブレーション表面の法線と  $x$  軸とのなす角である。

第 13 図では、主流よどみ点温度  $970^\circ\text{C}$  に対する局所 ablation rate の測定値を、理論値 [6] と比較した。ただし、 $\theta$  はアブレーション表面上の局所的な位置をあらわす方位角であり、 $\dot{m}_0$  はよどみ点における ablation rate である。図でわかるように、局所 ablation rate は下流にゆくに従って単調減少し、この傾向は、局所熱伝達もそうであることからきわめて当然である。この図は、理論と実験との間にかなり大きな相違があることを示しているが、これは主流よどみ点温度がかなり低いことに起因する。というのは、文献 [6] で明らかにされたように、第一次微小じょう乱の方法は、 $1100^\circ\text{C}$  以上の主流よどみ点温度で満足されるものだからである。

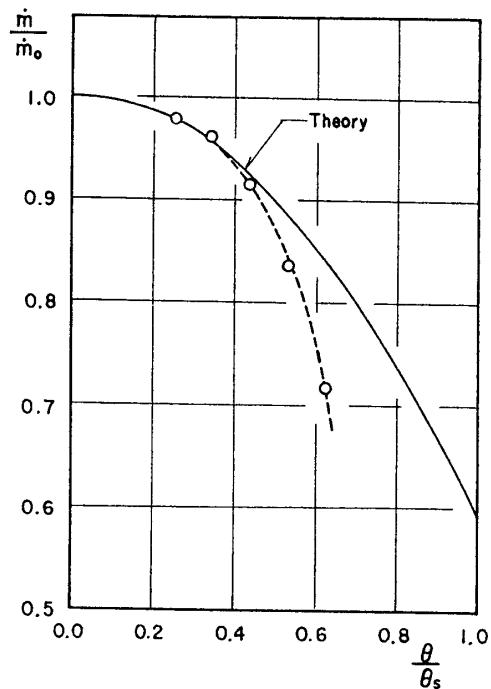
この事情を確認するために、主流よどみ点温度をいくらか高くして実験を行ない、結果を図示したのが第 14 図であって、理論と実験の一致の度合はかなりよくなっている。

第 15 a 図から第 15 c 図までは、 $T_0=1120^\circ\text{C}$  に対する局所 ablation rate の実験結果を理



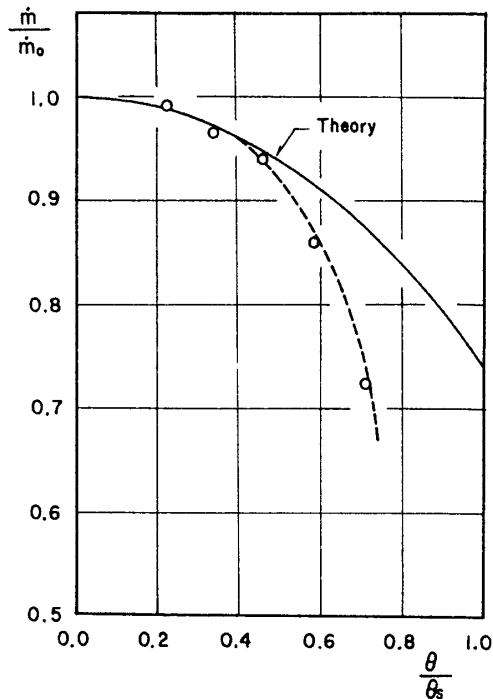
第 14 図 局所 ablation rate の理論値と実験値の比較

(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1045^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.40 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=2.527 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )

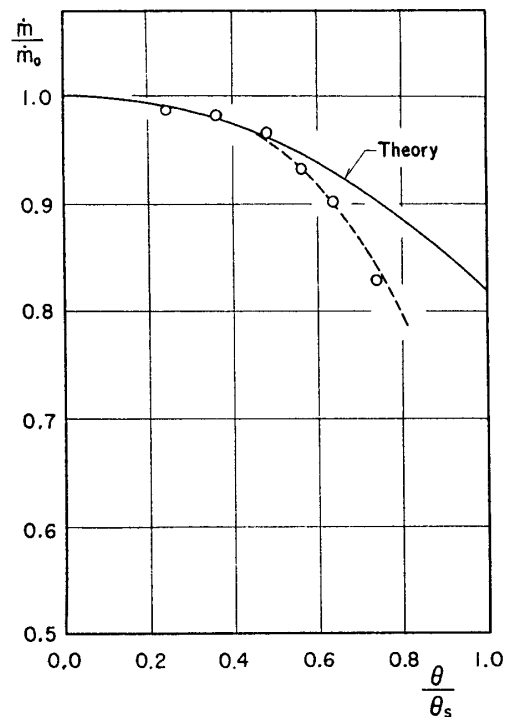


第 15 a 図 局所 ablation rate の理論値と実験値の比較

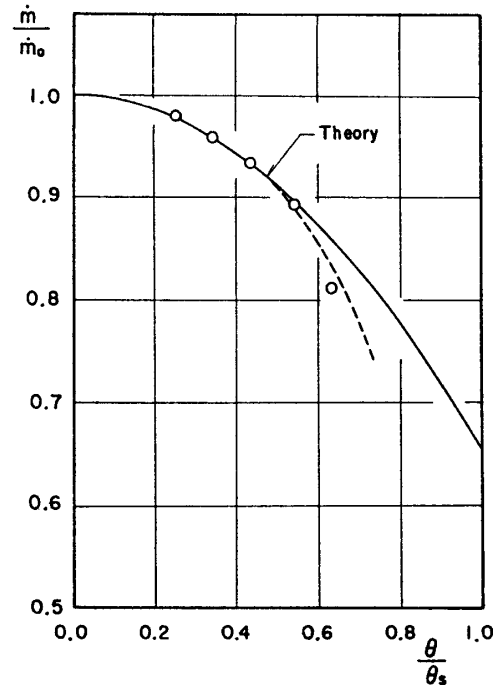
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1120^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.12 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=3.554 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )



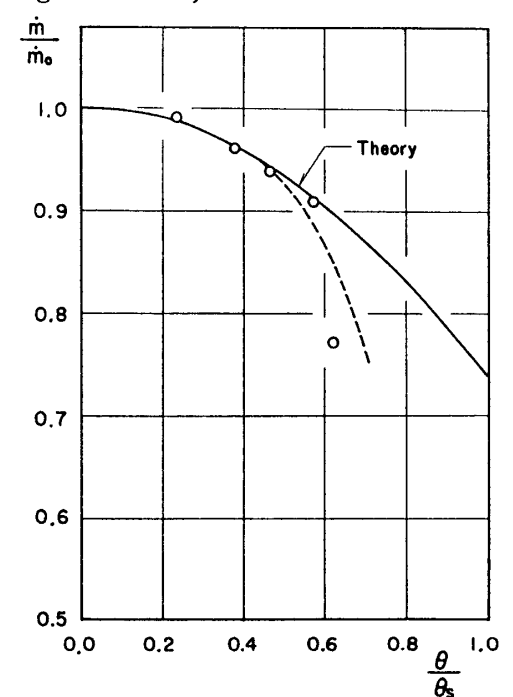
第 15 b 図 局所 ablation rate の理論値  
と実験値の比較  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1120^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.63 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=2.522 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )



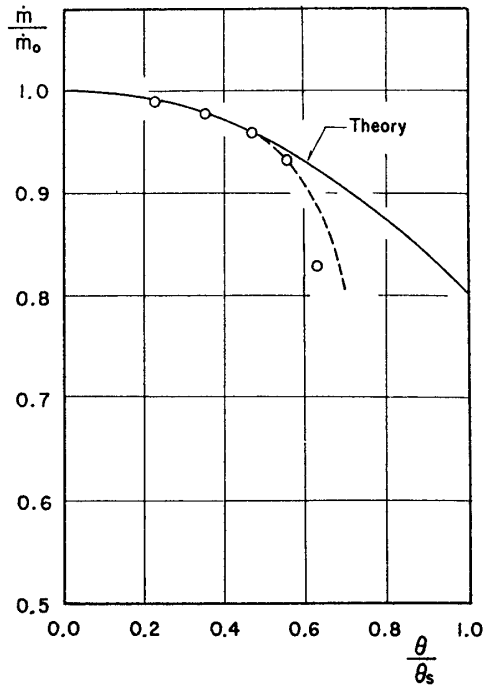
第 15 c 図 局所 ablation rate の理論値  
と実験値の比較  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1120^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.96 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=2.405 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )



第 16 a 図 局所 ablation rate の理論値  
と実験値の比較  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1200^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.21 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=3.504 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )



第 16 b 図 局所 ablation rate の理論値  
と実験値の比較  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1200^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.67 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=3.132 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )



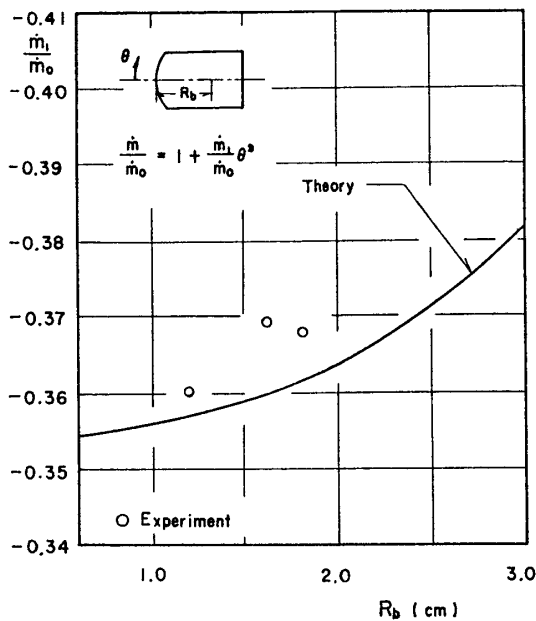
第16c 図 局所 ablation rate の理論値と実験値の比較  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1200^\circ\text{C}$ ,  $R_b=1.80 \text{ cm}$ ,  $\dot{m}_0=2.854 \times 10^{-3} \text{ gr}\cdot\text{cm}^{-2}\cdot\text{sec}^{-1}$ )

論値と比較したもので、第16a 図から第16c 図までは  $T_0=1200^\circ\text{C}$  に対するものである。これらの図で見られるように、 $\theta/\theta_s$  が 0.5 より小さい領域では理論と実験との一致はかなり良好であって、その一致する領域は、主流よどみ点温度が高くなるにつれて広がってゆくことは注目すべきである。この様子は、第一次微小じょう乱の方法 [6] に用いた仮定の有効性を議論するときの一つの実験的証明となっている。

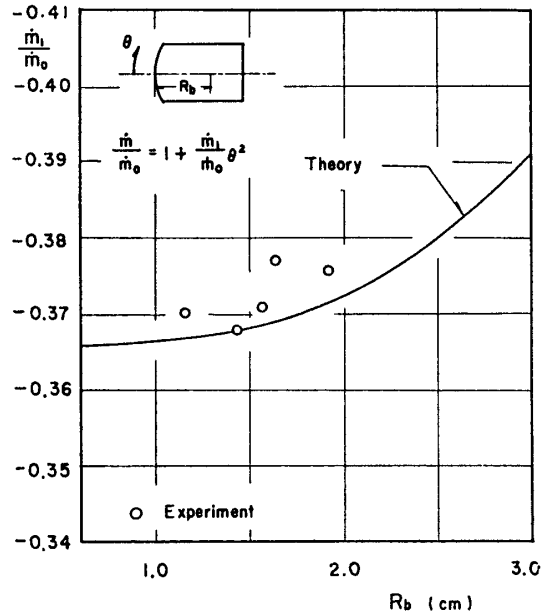
物体曲率半径が ablation rate にどのような効果をおよぼすかを見るために

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = 1 + \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_0} \theta^2 + O(\theta^4) \quad (2)$$

で定義される局所 ablation rate の第一次微小じょう乱係数  $\dot{m}_1/\dot{m}_0$  の実験結果として、 $T_0=1120^\circ\text{C}$  および  $T_0=1200^\circ\text{C}$  に対するものを、それぞれ、第17 図と第18 図に示し、理論と比較した。実験データはいくらかばらつきがあるが、模型曲率半径が小さいときは、実験と理論との一致はよくなる。主流よどみ点温度の上昇、あるいは物体曲率半径の減少によって ablation rate は増加し、理論



第17 図 局所 ablation rate の第一次微小じょう乱係数  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1120^\circ\text{C}$ )



第18 図 局所 ablation rate の第一次微小じょう乱係数  
(テフロン,  $M_\infty=5.74$ ,  $p_0=1 \text{ atm}$ ,  $T_0=1200^\circ\text{C}$ )

での仮定をよりよく満足するので、物体曲率半径が小さいということも理論展開での仮定を有効ならしめる役割を果しているといえる。

## 5. 結 論

局所 ablation rate の測定を、テフロン製半球型模型を用いて行ない、結果を第一次微小じょう乱の方法による理論解と比較し、同時に、主流よどみ点温度と物体曲率半径が局所 ablation rate におよぼす効果が大いことも強調された。詳細な考察から、アブレーション表面の局所後退速度は、ある遷移時間後にはほとんど時間によらなくなり、準定常の仮定が有効となることが知られた。局所 ablation rate に対して実験値と理論値を比較すると、 $\theta/\theta_s$  が0.5より小さい範囲および1100°C以上のよどみ点温度ではかなりよく一致し、これはとりもなおさず、第一次微小じょう乱の方法の適用範囲に実験的な裏付けを与えているものである。

1968年5月28日 航空力学部

## 参 考 文 献

- [1] Roberts, L.: Mass Transfer Cooling Near the Stagnation Point. NASA TR R-8, (1959).
- [2] Roberts, L.: A Theoretical Study of Stagnation-Point Ablation. NASA TR R-9, (1959).
- [3] Roberts, L.: Stagnation-Point Shielding by Melting and Vaporization. NASA TR R-10, (1959).
- [4] Koh, J. C. Y. and del Casal, E. P.: Heat and Mass Transfer with Chemical Reactions for Fluid Flow through a Porous Matrix in Reentry Thermal Protection. AIAA Paper No. 66-432, AIAA 4th Aerospace Sciences Meeting, (1966).
- [5] Karashima, K. and Kubota, H.: Aerodynamic Study of Stagnation Ablation. ISAS Report No. 413, (Vol. 32, No. 6), (1967).
- [6] Karashima, K., Kubota, H. and Sato, K.: An Aerodynamic Study of Ablation Near the Region of Stagnation Point of Axially Symmetric Bodies at Hypersonic Speeds. ISAS Report No. 425, (Vol. 33, No. 7), (1968).
- [7] Winters, C. W. and Witte, W. G.: A Flight Investigation of Ablation on Blunted Cylinder-Flare Configuration to a Mach Number of 8.48. NASA TN D-2354, (1964).
- [8] Winters, C. W., Witte, W. G., Rashis, B. and Hopko, R. N.: A Free-Flight Investigation of Ablation of a Blunt Body to a Mach Number of 13.1. NASA TN D-1500, (1962).
- [9] Winters, C. W.: Heat-Transfer Rates and Ablation on a Blunted Cylinder-Flare Configuration in Free Flight up to a Mach Number of 8.98. NASA TN D-2383, (1964).
- [10] 神元五郎, 上中義敏: プラズマ・ジェット風洞内におけるアブレーション物質の実験的研究. 日本航空学会誌, Vol. 15, No. 161, (1967).
- [11] 河村龍馬, 辛島桂一, 佐藤 清: テフロンに関するよどみ点アブレーションの実験. 東京大学宇宙航空研究所報告, Vol. 3, No. 3, (1967).