高周波放電による超音速流の加熱*

Raymond L. CHUAN**

風洞の気体を加熱する普通の方法では、エネルギーが熱源から伝導、対流あるいは輻射によって気体に伝達されるが、いずれにしても熱源が気体よりも高温であることが必要である。このために実際には加熱温度は約 $2,000^{\circ}\text{K}$ までである。しかしもしエネルギーがポテンシャル・エネルギーの形で気体に導かれ、それを分子の運動エネルギーに変換することができれば、流れの気体流体の温度を $2,000^{\circ}\text{K}$ 以上に加熱することが可能である。この過程はもちろん一部の気体分子をイオン化してポテンシャル・エネルギーを気体中に貯え、そして再結合させてこのイオン化エネルギーを熱エネルギーに変換する過程を意味しているもので、気体中に放電を行なったときに起こる現象である。基本的に言えば放電現象は気体中の自由電子（どんな気体においてもこれは統計的にひじょうに僅かしかない）が電場によって加速されて十分なエネルギーを獲得し、それが気体分子に衝突してその分子をイオン化するときにかかるものである。ここで加速する電場の方向は一定であってもまた交互に変わってもよいのであるが、前者の場合には後者の場合よりも放電を起こすのに強い電場が必要である。また前者のような直流放電では、気体に直接に接している電極間に電子の正味の流れがあることが必要で、したがって電極の腐蝕による気体の汚染が生じることが免れない。

一方後者のような交流放電では電極間に電子の流れがあることを必要とせず、また電極も気体に直接に接していることも要しない。それは気体と外部の電気回路との間の壁が誘電性物質でできていれば、電磁場を外部の電気回路によって気体にかけることができるからである。このような利点があるので、ここでは交流放電を採用したのである。更に電極の位置も何ら制限

を受けないので、風洞ノズルの喉部における極端な熱伝達を避けるために、喉部よりも下流で放電を行なうことができ、この点でも交流放電は効果的である。

放電およびそれに伴う電子の減衰の過程については理論的に研究され文献 1 に報告されており、引続いて文献 2 に示されているような小規模な実験装置が作られ、そこにおいて気体を室温から約 $2,500^{\circ}\text{K}$ まで加熱することができた。

さて放電の方法や位置すなわち直流放電であるか交流放電であるか、また放電をノズル喉部の上流で行なうか下流で行なうか、そういうことには関係なく、気体を加熱する電子の減衰過程はいずれの場合でも同じことである。そこで放電による気体加熱のすべての方法に以下に述べるような電子の減衰過程およびそれに引続いて起こる流体力学的現象についての理論を適用することができる。ここで重要な事項をもれなく簡単かつ明確に説明するために、窒素の流れにおける放電および電子の減衰過程について反応方程式を用いて次に説明しよう。

(1) 放電 (The discharge):

(2) 電子とイオンの解離再結合 (Electron-ion dissociative recombination):

ここで軽い電子と重とイオン（質量比 50,000）との衝突においては重い粒子はほとんどエネルギーを得ないので、上記のイオン化エネルギー 15.5 eV の大部分は窒素分子の解離によって吸収され、その量は 9.7 eV になる。残りのエネルギーは輻射エネルギー $h\nu$ （ここで h はプランク常数、 ν は波長）、解離した窒素原子の一方のみあるいは両方の原子の基準状態以上への励起（上式で励起している原子は N^* で表わされている）、および原子の運動エネルギー KE になる。しかしこの段階においてはポテンシャル・エネルギーすなわちイオン化エネルギーはほんの僅かしか運動エネルギーに変換されない。そこでつぎに同じ程度の質量を

* 原文標題 Heating of Supersonic Stream by Radio Frequency Discharge (The research reported in this paper has been supported by the Air Force Office of Scientific Research, Air Research and Development Command and the Office of Naval Research under Contract AF18 (603)-96). 昭和 35 年 9 月 5 日東京学術講演会にて講演。高野博（東大・工・航空）ほか訳、昭和 36 年 4 月 20 日原稿受理。

** Director, Engineering Center, University of Southern California, Los Angeles 7, California, U.S.A.

もつ粒子間の衝突によって上式の 9.7 eV の解離ポテンシャル・エネルギーが原子の運動エネルギーに変換される。

(3) 三体再結合 (Three-body recombination):

二つの窒素原子のみの再結合はひじょうに反応速度が遅いが、第3の粒子がその衝突に関与することによってエネルギーの一部を吸収し、再結合の速度が増加する。実際には放電によって数パーセントの窒素分子がイオン化するのみであるので((1)の段階において)この段階の再結合反応においては第3の粒子として作用する窒素分子は豊富に存在しており、上式の反応を促進する。さて、反応後生成した窒素分子のあるもの(N_2^*)は基準状態以上に励起しているが、9.7 eV のエネルギーの大部分は生成粒子すなわち窒素分子の運動エネルギーとなる。そしてこの高エネルギーをもつ粒子と他の中性分子との衝突が引き続いて起こり、エネルギーが気体のすべての分子に分配される。そこで最後に残っている段階はつぎのような励起した窒素分子の減衰である。

(4) 励起分子の輻射減衰 (Radiative decay of excited molecules):

この過程はひじょうにゆっくりした反応で、窒素のアフター・グロー (nitrogen afterglow) として知られているものである。励起した分子はエネルギー輻射によって減衰し、そしてこの輻射線は気体に吸収されないで、この最後の過程は気体の分子の運動エネルギー状態には影響を与えない、すなわち上記の輻射エネルギーは他に行なってしまうで気体の温度には影響を与えない。

以上のすべての過程は気体内において起こり、気体を包む壁によっては影響されないと仮定してきている。しかし壁の近くでは再結合の際に大部分のエネルギーが壁に吸収され(壁面再結合 (wall recombination)), したがって気体の加熱にとってはそれだけエネルギーの損失になるのである。

プラズマの減衰についての流体力学的な結果は、その減衰現象を気体中に一様に分布し気体とともに動いている熱源として取り扱うことによって最もよく検討することができる。この場合基礎方程式は拡散および上述の壁面再結合を無視するとつぎのように与えられる。

各成分の連続方程式:

$$\frac{d}{dx}(n_e u) = -\alpha n_e^2 \quad \text{電子} \quad (1)$$

$$-\frac{d}{dx}(n_a u) = 2\alpha n_e^2 - \beta n_a^2 n_m \quad \text{原子} \quad (2)$$

$$\frac{d}{dx}(n_m u) = \beta \frac{n_a^2 n_m}{2} \quad \text{分子} \quad (3)$$

連続方程式:

$$\frac{d}{dx}(\rho u A) = 0 \quad (4)$$

運動量方程式:

$$\rho u \frac{du}{dx} = -\frac{dp}{dx} \quad (5)$$

エネルギー方程式:

$$\rho u \left[\frac{d(C_p T)}{dx} + u \frac{du}{dx} \right] = \frac{K \beta n_a^2 n_m}{2} \quad (6)$$

状態方程式:

$$p = \rho R_m T \quad (7)$$

ここで

n_e = 電子の粒子数密度

n_a = 原子の粒子数密度

n_m = 分子の粒子数密度

α = 電子とイオンとの再結合係数

β = 原子の三体再結合係数

ρ = 気体密度

u = 気体速度

A = 気体の流れの断面積

p = 気体圧力

T = 気体温度

C_p = 定圧比熱

R_m = 気体定数

K = 三体再結合 1 回あたりに解放される熱エネルギー

さらに気体はほんの僅かしかイオン化されないと仮定する。したがって

$$n_e \ll n_m, \quad n_a \ll n_m$$

で気体の熱力学的特性は中性の分子のそれと見ることができる。

上式は 8 つの未知数を含む 7 つの方程式で、したがって問題を解くにはもう一つの条件が必要である。そこでエントロピーの生成が遅いということを目安とした楽観的な研究から、この実際的な条件としてマッハ数一定の流れを考える。すなわち

$$dM = 0 \quad (8)$$

以上の連立方程式の解析は文献 3 に詳細に報告されているので、ここではその結果のみを示すことにする。第 1 図はマッハ数一定で減衰している窒素のプラズマにおける電子および原子の濃度分布を示す。ここで数値計算の結果はつぎのような各数値を用いて得られたものである。

マッハ数 = 1.4

第1図 減衰室素プラズマにおける電子と原子の濃度変化

初期速度 $= 5.4 \times 10^4 \text{ cm/s}$

期中性密度 $= 2.7 \times 10^{17} \text{ cm}^{-3}$

初期電子密度 $= 2.7 \times 10^{16} \text{ cm}^{-3}$

$\alpha = 10^{-6} \text{ cm}^3/\text{s}$

$\beta = 10^{-32} \text{ cm}^6/\text{s}$

$K = \text{再結合 1 回あたり } 10 \text{ eV}$

距離 x は

$$\delta \equiv \frac{u_0}{\alpha u_{e0}}$$

で定義される δ によって無次元化 (X^*) されている。この δ という量は“電子再結合距離” (electron recombination distance) と呼ばれるもので、 $\delta=1$ で電子密度が最初の $1/2$ に減衰する。粒子密度も初期電子密度 n_{e0} で無次元化 (n^*) されている。第1図から見られるように、図中に示された初期圧力では原子濃度 n_a^* はひじょうにゆっくりと減衰している。この場合原子密度が最初の $1/10$ に減衰する距離は 10^6 cm である。しかし初期圧力を1気圧上げ初期イオン化を10%にしておくと、この減衰距離は 10^5 cm に減少する。

ここで注意しなければならないことは、上記の β の値はかなりあいまいなものであり、したがってもっと信頼できる β の値が得られた場合にはここに示された結果とは変わった結果が得られるであろうことは免がれない。

加熱以外に流れに影響を与える主なことは、加熱に伴ってエントロピー増加と局所淀み点圧力の減少が起ることである。その結果マッハ数一定の流れを保つためには加熱が起きるとともに流れの断面積が増加し、静圧が減少しなければならない。いま T_{s1} およ

び T_{s2} を一定マッハ数 M 、一定比熱比 γ におけるプラズマ減衰加熱の生じる前および後の淀み点温度とすると、それに相当する淀み点圧力比 p_{s2}/p_{s1} および断面積比 A_2/A_1 はそれぞれ次式で表わされる。

$$\frac{p_{s2}}{p_{s1}} = \left(\frac{T_{s1}}{T_{s2}} \right)^{\frac{\gamma M^2}{2}} \quad (9)$$

$$\frac{A_2}{A_1} = \left(\frac{T_{s2}}{T_{s1}} \right)^{\frac{1+\gamma M^2}{2}} \quad (10)$$

この両式から温度比 4、マッハ数 2、 $\gamma=1.4$ における加熱では、圧力は $1/485$ に減少し、断面積は 98.3 倍に増加する。したがってプラズマ減衰加熱用のノズルの設計は決して簡単なことではないことが明らかである。与えられた初期圧力、マッハ数における与えられた減衰比および淀み点温度上昇に対しては一つにしておいた一つのみのノズルの形があるだけである。しかし不幸にして (6) 式に示されるような三体衝突による再結合に対する減衰速度は全く明確にされていないのである。これに対しては特別の実験が工夫され、この減衰速度を決定することが試みられているが、現在までのところではまだ最終的な結果は得られていない。

上述のような過程（あるいはこれに類似したほかの過程）は不平衡プラズマがあるいかなる場合にも適用されることを強調しておかなければならない。したがってこのような過程の解析は高周波加熱風洞ノズル内の流れにのみ限らず、プラズマ・ジェット、熱衝撃風洞、更にはプラズマ加速装置（プラズマ推進）等のような現象にも同様に適用されるのである。

文 献

- 1) Chuan, Raymond L.: "Plasma Heating of Hypersonic Gas Flow", USCEC Report 56-202, AFOSR TN 57-762, AD 136-751, December 1957.
- 2) Chuan, Raymond L.: "Preliminary Results of Plasma Heating of High Speed Air Flow", USCEC Report 56-203, AFOSR TN 58-650, AD 162-182, July 1958.
- 3) Williams, James C.: Wilber, Paul C. and Chuan, Raymond L., "Analytical Study of The Heating of Hypersonic Air Flow by Electrode-Less High-Frequency Discharge", USCEC Report 68-101, AEDC TR 59-23, July 1959.

ヘリコプタおよび VTOL の展望*

井 上 真 六**

ま え が き

これは本年4月22日の36年航空学会年会で

行った講演の概要をまとめてみたものである。講演には約40枚のスライドを用いたが、ここにはその一部の

* 昭和35年5月13日原稿受理

** 日本航空株式会社