第7図 ノズル軸に沿う温度分布 (アルゴン)

度分布に関しては、ヘリウムとアルゴンの場合では、極めて大きな差が存在するであろうということが予想される。この事情は、 P/R のグラフからはっきりと理解される。アルゴン・プラズマにおいては、我々が計算した条件下では、電離度が 10^{-3} 以下の場合には、もはや、電子気体内の熱伝達の影響を無視することはできない。特にこの場合、スロートの下流の電子気体の状態が上流の電子気体に影響を与えるために、実験におけるプローブ測定の際に、プローブを流れの中に挿入することによる影響が、スロートの上流にまでおよび危険が考えられる。

再結合反応に関しては、電離度が非常に小さい場合には、ここで考えた再結合反応機構以外のものも考慮に入れねばならなくなる。そしてそれに伴い $\bar{E}$ の評価も変わってくるものと考えられる。しかし、これらについては、今後の研究の進歩を待たねばならない。

ところで以上の計算は、いくつかの仮定のもとに行なわれてきたが、実際には、壁面を通しての熱損失、

壁面再結合にもとづく、荷電粒子の半径方向への拡散等が、電子気体の振舞に重大な影響を与えるであろう。

参考文献

- 1) G. KAMIMOTO and M. NISHIDA: "LANGMUIR Probe Measurements in an Argon Plasma Flow", Journal of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 14, No. 144, Jan., (1966).
- 2) N. C. OLSEN: "Thermal and Electrical Properties of an Argon Plasma", Phys. Fluid, 2-6, (1959).
- 3) J. P. APPLETON and K. N. C. BRAY: "The Conservation Equations for a Nonequilibrium Plasma", J. Fluid Mech, Vol. 20, part 4, (1964), pp. 659-672.
- 4) E. W. McDANIEL: "Collision Phenomena in Ionized Gases", Wiley, New York, (1964). pp 112-119, 563-625, 512-518.
- 5) M. Y. JAFFRIN: "Shock Structure in a Partially Ionized Gas", Phys. Fluid, 8-4, (1965).
- 6) E. HINNOV and J. G. HIRSCHBERG: "Electron-ion Recombination in Dense Plasmas", Physical Review, 125, 795, (1962).
- 7) S. BYRON, B. C. STABLER and R. I. BORTY: "Electron-ion Recombination by Collisional and Radiative Process", Physical Review Letter, Vol 18, No 9, (1962).
- 8) K. N. C. BRAY: "Electron-ion Recombination in Argon Flowing Through a Hypersonic Nozzle", (The High Temperature Aspect of Hypersonic Flow by W. C. NELSON.), Pergamon Press, (1964), pp. 67-87.
- 9) M. A. BIONDI and T. HOLSTEIN: "Concerning The Mechanism of Electron-ion Recombination", Physical Review, 962, (1951).
- 10) H. PETSCHKE and S. BYRON: "Approach to Equilibrium Ionization behind Strong Shock Waves in Argon", Annals of Physics, 1, 270-315, (1957).
- 11) S. C. BROWN: "Basic Data of Plasma Physics", M. I. T. Press, New York, (1959).

ロケット・ボディの曲げ剛性が飛しょう特性に及ぼす影響について*

池田 健**

Effect of the Bending Stiffness of the Rocket Body on the Pitching Moment Coefficient

Ken IKEDA

Abstract

Actual rocket bodies have a finite bending stiffness. Low bending stiffness reduces the pitching moment of the body in comparison with the case

where the rocket body is assumed to be rigid and this tendency becomes stronger as the velocity increases. This paper treats the case of the single step rocket of finite bending stiffness and gives an approximate equation of the righting pitching moment. This approximation is expected to be also applicable to multi-step rockets.

* 昭和43年5月31日原稿受理

** 日本大学生産工学部

1. は し が き

ロケット・ボディは剛体ではなく、実際に曲げ剛性をもっている。そのことがロケットの飛しょう特性に種々の影響をおよぼす。まず、ロケットの縦安定に影響があり、いいかえると復元モーメントに大きな影響がある。そのほか誘導ロケットでは制御力の効果にも多少の影響もあるし、ロケットの姿勢を感知するセンサの位置による影響なども考えられる。本論はとくにボディの剛性によって縦モーメント微係数の変化を調べ誘導ロケットの制御系の設計の資料の一つとしたいと意図したものである。

2. 記 号

- ρ : 空気密度 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{sec}^2$)
 v : ロケットの速度 (m sec^{-1})
 v_D : ダイバージェンス速度 (m sec^{-1})
 $q = \frac{1}{2} \rho v^2$: 動圧 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-2}$)
 q_1 : 第1危険動圧 (q_D に等しい)
 q_2 : 第2危険動圧 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-2}$)
 q_D : ダイバージェンス動圧 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-2}$)
 A : ボディの基準断面積 (m^2)
 W : ロケットの重量 (kg)
 L_N : ノーズの揚力 (kg)
 L_T : 尾翼の揚力 (kg)
 C_{LN} : ノーズの揚力係数
 C_{LT} : 尾翼の揚力係数
 α : 尾部の迎え角 (rad)
 $C_{LN\alpha} = \partial C_{LN} / \partial \alpha$ (rad^{-1})
 $C_{LT\alpha} = \partial C_{LT} / \partial \alpha$ (rad^{-1})
 C_M : ロケットの重心まわりのピッチング・モーメント係数 (頭上げを正とする)
 $C_{M\alpha} = \partial C_M / \partial \alpha$ (rad^{-1})
 a : ノーズの風圧中心から重心までの距離 (m)
 b : 重心から尾翼の風圧中心までの距離 (m)
 L : ロケットの全長 (m)
 $\Delta\alpha_1$: 純粋の揚力によるノーズの迎え角と尾翼の迎え角の差 (第2図) (rad)
 $\Delta\alpha_2$: ノーズと尾翼に加わる力による純粋の偶力によるノーズの迎え角と尾翼の迎え角の差 (第3図) (rad)
 $\Delta\alpha = \Delta\alpha_1 + \Delta\alpha_2$: ノーズの迎え角と尾翼の迎え角の差 (rad)
 $\xi_1 = \Delta\alpha_1 / \alpha$
 $\xi_2 = \Delta\alpha_2 / \alpha$
 $\xi = \Delta\alpha / \alpha = \xi_1 + \xi_2$

Θ_1 : $1 \times g$ の揚力加速度が加わったとき、すなわち、 W だけの純粋の揚力が加わったときのノーズの迎え角と尾翼の迎え角の差 (rad)

Θ_2 : ノーズに下向きの荷重 W が加わり、尾翼に上向きの荷重 W が加わることによるノーズの迎え角と尾翼の迎え角の差 (rad)

3. 解 析

ロケットが飛行中に何らかの原因で迎え角が生じた場合の揚力は、主として、ロケットのノーズおよび尾翼に生ずるから、簡単のため第1図に示すようにノーズと尾翼に集中揚力が働くと考ええる。一般にボディは有限の曲げ剛性をもっているから、尾翼の迎え角 α よりノーズの迎え角の方が $\Delta\alpha$ だけ大きい。したがって、これらの部分に働く揚力は

$$L_N = C_{LN\alpha}(\alpha + \Delta\alpha)Aq, \quad L_T = C_{LT\alpha}\alpha Aq \quad (1)$$

さて、第1図はこれらの揚力の働き方を示したものであるが、これは第2図に示すような合力が重心を通るものと第3図に示すような偶力とに分解して考える

第1図 ロケットに働く揚力

第2図

第3図

第4図 空気力には慣性力がバランスする

第5図 空気力には慣性力がバランスする

ことができる。第3図に示すような偶力が姿勢の復元モーメントである。

いま、第4図に示すように W の揚力が生じたときの迎え角の差を θ_1 とし、第5図に示すようにノーズに負の揚力 W が働き、尾翼に正の揚力 W が働いたときの迎え角の差を θ_2 とする。ここで空気力には慣性力が釣り合いを保つものとして変形を考えるものとする。この θ_1 と θ_2 を基準にして実際の変形量を考えるとする。このようにすればこれらと第2図と第3図との比較から容易につきの式が得られる。

$$\xi_1 = \frac{Aq}{W} [C_{LNa}(1+\xi) + C_{LTa}] \theta_1 \quad (2)$$

$$\xi_2 = \frac{Aq}{W(a+b)} [bC_{LTa} - a(1+\xi)C_{LNa}] \theta_2 \quad (3)$$

(2)と(3)を加えれば

$$\xi = \frac{Aq}{W} \left\{ [C_{LNa}(1+\xi) + C_{LTa}] \theta_1 + \frac{1}{a+b} [bC_{LTa} - a(1+\xi)C_{LNa}] \theta_2 \right\} \quad (4)$$

したがって

$$\xi = \frac{Aq}{W} \left[C_{LNa} + C_{LTa} \right] \theta_1 + \frac{1}{a+b} (bC_{LTa} - aC_{LNa}) \theta_2 \left\{ 1 - \frac{Aq}{W} C_{LNa} \times \left[\theta_1 - \frac{a}{a+b} \theta_2 \right] \right\} \quad (5)$$

C_{Ma} の定義によって

$$C_{Ma} = (aC_{LNa} - bC_{LTa})/L + aAqC_{LNa}[(C_{LNa} + C_{LTa})\theta_1 + (bC_{LTa} - aC_{LNa})\theta_2/(a+b)]$$

$$\div W \left\{ 1 - (Aq/W)C_{LNa} \left[\theta_1 - \frac{a}{a+b} \theta_2 \right] \right\} L$$

または

$$C_{Ma} = \frac{aC_{LNa} - bC_{LTa} + Aq(a+b)}{\left\{ 1 - \frac{Aq}{W} C_{LNa} [\theta_1 - a\theta_2/(a+b)] \right\} L} + \frac{C_{LNa}C_{LTa}\theta_1/W}{1} \quad (6)$$

ここで C_{Ma} は負の値のときボディは安定で、(6)式で示されるようにふつうのロケットでは q の値が小さいときは $bC_{LTa} > aC_{LNa}$ であるから C_{Ma} の値は負である。しかし、 q の値が増大すると C_{Ma} はゼロの値に近づく。

いま、

$$q_1 = (bC_{LTa} - aC_{LNa})W \div A(a+b)C_{LNa}C_{LTa}\theta_1 \quad (7)$$

$$\text{また、} q_2 = W/AC_{LNa}[\theta_1 - a\theta_2/(a+b)] \quad (8)$$

とおく、ふつうのロケットで θ_2 は θ_1 に比して非常に小さい値である。したがって $q_2 \gg q_1$ のときが多い。

(7)と(8)式を(6)式に入れると

$$C_{Ma} = -(bC_{LTa} - aC_{LNa})(1 - q/q_1) \div (1 - q/q_2)L \quad (9)$$

これが一般の単段ロケットの場合のボディの曲げ剛性を考えた場合の復元モーメント微係数である。上式で $q = q_1$ となった場合に $C_{Ma} = 0$ となるときの限界動圧となるから q_1 はダイバージェンス動圧である。すなわち、 $q_1 = q_D$ でこれは従来筆者の得た結果と一致する^{1), 2)}。

つぎに実例計算によると q_2 は q_1 に比して数倍以上大きいことが多いようである。したがって安定飛しょう範囲では

$$C_{Ma} \approx -(bC_{LTa} - aC_{LNa})(1 - q/q_1)/L \quad (9')$$

または C_{Ma0} を曲げ剛性無限大のロケットの場合のモーメント微係数とすると

$$C_{Ma} \approx C_{Ma0}(1 - q/q_D) \quad (10)$$

とすることができる。

4. む す び

以上のべた理論は単段ロケットの場合に適用されるものであるが、多段ロケットについても近似的に一般化されうるように思われるが、それが正しいか否かは今後の研究にまたなければならない。

文 献

- 1) 池田健: ロケットのボディ・ダイバージェンスについて, 日本航空学会誌, 昭34/11, 7巻70号。
- 2) 池田健, 平野陽一: 多段ロケットのボディ・ダイバージェンスについて, 日本航空学会誌, 昭42/8, 15巻163号。