飛しょう体のインデュースト・ロールについて*

久野 治 義**・森岡 久**
羽倉義司***・清原浩洋***・丸橋正之***

1. ま え が き

多くの飛しょう体に採用されている十字翼は、機体をバンクさせることなく、あらゆる方向に旋回できるという利点を持っている。しかし、その際、非線形なインデュースト・ローリング・モーメントを伴うことに注意する必要がある。特に急旋回のため大迎角を要求されたとき重要となる。これは、飛しょう体のロールを制御する方式の場合はもちろん、自由ロール、強制スピンの方式の場合も、運動解析上、困難な問題を呈することがある。このモーメントは以前から指摘されながらも、容易に利用できる理論やデータは少ない。現象が、気流のはく離を伴うこともあって汎用性のある有力な理論は打ち立てることが困難である。

ここでは、いくつかの文献から主要な結果を引用してインデュースト・ローリング・モーメントを考察すると同時に、行った風洞試験の一結果を報告する。

2. 記号および座標

- a : 胴体の半径
 b : 翼幅 (exposed)
 c : 翼弦長 (exposed)
 C_l : ローリング・モーメント係数
 $C_l = L/(qSd)$
 C_{ll} : インデュースト・ローリング・モーメントのロール角に関する極大値
 $C_{l\phi=22.5^\circ}$: ロール角 $\phi=22.5^\circ$ におけるインデュー

スト・ローリング・モーメント

- d : 胴体の直径
 L : ローリング・モーメント (X軸回り)
 M : マッハ数
 q : 動圧
 R : レイノルズ数 $R = Vd/\nu$
 S : 胴体断面積
 u, v, w : 飛しょう体の速度の X, Y, Z 成分
 V : 飛しょう体の速度
 V' : 速度 $V' = \sqrt{u^2 + w^2}$
 X, Y, Z : 機体座標系
 α : X軸と気流のなす角 (文中ではこれを迎角と呼ぶことが多い)
 α_1 : 迎角
 β : 横すべり角
 ν : 動粘性係数
 ϕ : ロール角

座標系は第1図に示すとおりとする。機軸と気流のなす角度、ロール角、迎角、横すべり角は図に示してあるが、これらには、次の関係がある。

$$\cos \alpha = \frac{u}{V} = \frac{u}{V'} \frac{V'}{V} = \cos \alpha_1 \cos \beta$$

$$\tan \phi = \frac{v}{w} = \frac{v}{V'} \frac{V'}{w} = \frac{\tan \beta}{\sin \alpha_1}$$

第1図 座 標 系

* 昭和50年4月8日、日本航空宇宙学会 第6回年会講演会にて講演、昭和50年7月4日原稿受理 On Induced Roll of Missiles.

** 東京芝浦電気株式会社 Haruyoshi Kuno, Hisashi MORIOKA

*** 川崎重工株式会社 Yoshiji HAKURA, Hiromi Kiyohara, Masayuki MARUHASHI

3. 実験的研究

インデュースト・ローリング・モーメントは、空力干渉現象のひとつであり、クロス・フローの非対称性によって生ずる。その発生メカニズムにより

- (1) 主翼と胴体 (胴体渦) の干渉
- (2) 主翼の翼面間の干渉
- (3) 主翼と尾翼の干渉

等に分けることができる。ここでは主として、ふつうの迎角範囲で最も重要な、主翼と胴体の干渉により生ずるインデュースト・ローリング・モーメントに話を限定する。

飛しょう体が迎角をとった状態でロール角をとると翼付近を通過する胴体渦に関して翼面が非対称に位置することになり、渦によって誘起される翼面上の圧力分布は反対側の翼とは異なるためローリング・モーメントを生ずる。この様子を概念的に示すため、第2図のような流れのパターンを想定する。図は翼位置におけるクロス・フロー断面を示している。一對の胴体渦の一方がロール角 ϕ に従って上方の翼面に、より近くなるが、これによってそこに誘起される速度の翼幅方向の分布は、渦の胴体側と外側で著しい差がある。一般にインデュースト・ローリング・モーメントは、この上方の翼の寄与が多であると考えられる。すなわち、第2図で、迎角が小さいうちは、渦の外側の誘起速度の影響が支配的で負 (図で左回り) のモーメントを生じ、迎角が大きくなるにつれて、渦より胴体側の誘起速度による効果が大きくなるため、ある迎角を越すと正のローリング・モーメントを発生するようになる。

一般に、中程度の迎角 ($20 \sim 25^\circ$) までのインデュースト・ローリング・モーメントは、主にこのメカニズムによるものであり、それより大きな迎角範囲では、主翼の翼面間の干渉が支配的になると言われている。

第2図 胴体渦および誘導速度分布

胴体渦と翼の干渉から生ずるインデュースト・ローリング・モーメントについては、J.F. MELLO & K. R. SIVIER¹⁾, R.P. Le BEAU²⁾ らが実験結果を報告している。前者は、種々の矩形翼に関して試験を行い、翼弦長と翼幅の効果を論じた。翼弦長とインデュースト・ローリング・モーメントは、翼幅が一定であっても、線形関係ではなく、その相関も翼幅によって著しく異なる。翼幅の効果については、第3図に示すが、その結果は、流れのモデル (第2図) を十分保証するものであった。先の議論に従って、第2図でローリング・モーメントを特徴づけるのは渦に近い翼面であり、迎角を固定、したがって渦の位置を一定としたとき、翼幅が小さい場合は、渦の胴体側の誘導速度の影響が大きいため、正のローリング・モーメントを生じ、翼幅が大きくなるに従って、逆に負のモーメントが大きくなる。これは、同じ第3図で、見方を変えれば、ローリング・モーメントの符号の逆転する翼幅の値が迎角とともに大きくなっている事実とも合致する。また、MELLO らは、マッハ数の影響も大きいことを言及しているが、詳しい考察は行っていない。

Le BEAU は十字翼のインデュースト・ローリング・モーメントが、周期が $\pi/2$ である正弦波形、すなわち、

$$C_l = C_{l\phi=22.5^\circ}(\alpha) \sin 4\phi$$

で表わされることを念頭に入れて、係数 $C_{l\phi=22.5^\circ}(\alpha)$ の議論に重点を置いた。ふたつの模型について、マッハ数 $M=0.7 \sim 1.1$ で、ロール角を $\phi=22.5^\circ$ に一定にし、広範囲の迎角に対する計測を行い、第4図に示すような結果を得て、次のように指摘した。

(1) 用いた模型では、試験のマッハ数領域で、マッハ数による大きな変化はない。

第3図 インデュースト・ローリング・モーメントの翼幅による変化 (J.F. MELLO & K. R. SIVIER¹⁾)

第4図 インデュースト・ローリング・モーメント (極大値) の迎角とマッハ数による変化 (R. P. Le BEAU²⁾)

(2) 大迎角 ($\alpha > 20^\circ$) ではインデュースト・ローリング・モーメントは、フィンの翼面間の干渉に起因し、 $\alpha = 30 \sim 40^\circ$ 付近に最大値を有し、それ以上の迎角ではむしろ低い値を示す。

(3) フィンの前方の strake が平板である模型 (第4図の上方の模型) では、小迎角で負のローリング・モーメントを生ずる。

最近、ひとつの模型について、主翼と胴体渦の干渉により生ずるインデュースト・ローリング・モーメントに関する風洞試験を行い、迎角、ロール角、マッハ数をパラメータとして、計測をしたので次に報告する。

使用風洞 航空宇宙技術研究所

2m×2m 遷音速風洞

1m×1m 超音速風洞

供試体 38%全機模型

マッハ数 $M = 0.6 \sim 2.2$

レイノルズ数 $R = 5.1 \times 10^5 \sim 1.7 \times 10^6$

模型の詳細については第1表に諸元を示す。

この試験は、純粋にインデュースト・ローリング・モーメントの研究として行ったものでないため、尾翼が付いており、現象を複雑にしてくれるが、一部の試験で尾翼の寄与は僅少であることを確認している。ただし、試験の迎角範囲を越える領域 ($\alpha > 16^\circ$) では、尾翼の寄与も無視できなくなることが十分予想される。代表的な結果を第5図～第7図に示す。これら一連の結果から、次のように結論することができる。

第1表 模型 諸元

諸元	主翼 (exposed)	尾翼 (exposed)
翼幅	2.6 d	1.9 d
翼弦長	付け根	5.2 d
	翼端	1.3 d
アスペクト比	0.73	1.84
テーパー比	0.25	0.30
前縁後退角 ($^\circ$)	74	50
胴体先端からの翼先端位置	8.1 d	15.0 d

(1) ロール角に対するインデュースト・ローリング・モーメントの変化は、ロール角 $\phi = 20^\circ$ 付近に極大値を持ち、大略、正弦波であって $\pi/2$ の周期を持つ。これは図で、 $\alpha = \text{const}$ のカーブ (破線で示す) によって説明される。

(2) ロール角が $0 < \phi < 45^\circ$ の領域で議論すれば、 $\phi = \text{const}$ のカーブ (実線) に注目すれば分かるように、小迎角範囲では負の値を示し、迎角が大きくなると急激に正の値へと変化する。この傾向は、マッハ数によってかなり差があるが、一様に見られる。この差は具体的には、負の極大値とそのときの迎角の値、また、ローリング・モーメントの符号が変わる迎角の大きさ等である。マッハ数による変化の様子は、第2図のモデルを肯定する限り、低いマッハ数では、強い胴体渦を生ずる大きな迎角まで渦は胴体に比較的接近しており、マッハ数が大きくなるにつれて渦のロール・

 第5図 インデュースト・ローリング・モーメントの迎角, ロール角による変化, $M=0.6$

 第6図 インデュースト・ローリング・モーメントの迎角, ロール角による変化, $M=1.7$

 第7図 インデュースト・ローリング・モーメントの迎角, ロール角による変化, $M=2.2$

アップが強まることが予想される。

(3) 流れの対称性のため, 本来, ローリング・モーメントを生じないと思われるロール角 ($\phi=n\pi/4$) でモーメントを生じているのは, 供試模型に取り付けた, 小型ではあるが流れに非対称性を与える, フェアリングとアンテナによるものであると思われる。

飛しょう体の運動を論ずる場合に, インデュースト・ローリング・モーメントを数式で表現することが望ましい。ロール角に対する変化の表現については, 一般には, 前に述べたように,

$$C_l = C_{l\phi=22.5^\circ}(\alpha) \sin 4\phi \quad (1)$$

を採用することが多いが, P. DANIELS⁹⁾ は, 大迎角

時には鋸歯の変化を示すため、これでは表現が十分でないとして、

$$C_l = \sum_{K=1}^{\infty} C_{l\phi, K}(\alpha) \sin 4K\phi \quad (2)$$

という展開式を提唱している。しかし、今回の風洞試験では、このような大迎角をとることはできなかった。

現象は、気流のはく離や渦を伴うのでレイノルズ数の影響があるであろうことは十分考えられるが、この試験では追求しなかった。ひとつの例によれば(第8図の右の図)、レイノルズ数の効果を見捨てることはできないが、変化のパターンを変えてしまう程大きな影響を及ぼすようなことはないと思われる。

4. 理論的研究

理論的にインデュースト・ローリング・モーメントを求める方法は、第2図の流れを想定して、胴体渦によって誘起される、流れ場の中に置かれた翼面の揚力分布を求め、これによるローリング・モーメントを積分して計算するのが一般的であり、かなりの部分を実験に依っている半実験理論である。

現象を、物理的に最もよく近似していると考えられる W. L. OBERKAMPF & J. D. NICOLAIDES⁴⁾の方法は、渦の位置と強さ、粘性散逸関数、さらに揚力理論も実験式を用い、渦については、単独の胴体渦だけでなく、それを形成する渦面も考慮に入れた。その結果を第8図に引用する。左の図は迎角を 10° に固定したときの、ロール角に対するインデュースト・ローリ

ング・モーメントの変化を表わし、右の図は、ロール角に対する極大値の、迎角による変化を示す。後者については(1)式が成り立つ場合は、 $C_{li} = C_{li\phi=22.5^\circ}$ である。

さらに、最近、W. L. OBERKAMPF⁵⁾は、揚力分布を、高次の超音速理論を用いて計算した。実験値との一致は比較的良好な場合もあるが、差が大きなところもあって、まだ十分ではない。理論の中で、翼面の気流のはく離についても簡単な形で取り入れることも試みている。

5. む す び

飛しょう体の運動を扱う際、インデュースト・ローリング・モーメントは無視できない場合が、しばしばあるので、それがどの程度の大きさであり、どのような変化をするかを、具体例として知ることは、実際の意味において必要であると思われる。理論化が困難で十分進んでいない現在においては、なおさらのことである。こういった意味から、私達の経験した実例の一部を示した。

ここで述べたように、インデュースト・ローリング・モーメントに対するマッハ数、レイノルズ数の影響等の研究は未だ断片的であり、系統的な研究は今後の課題である。

最後に、風洞試験の実施に際し、多くのご教示をいただくとともに、風洞の運転と計測に当たっていただいた航空宇宙技術研究所の、竹内理、谷番、両室長以下研究室の方々に感謝の意を表します。

第8図 インデュースト・ローリング・モーメントの理論値の一例
(W. L. OBERKAMPF & J. D. NICOLAIDES⁴⁾)

参 考 文 献

- 1) J.F. MELLO & K.R. SIVIER: Supersonic Induced Rolling Moment Characteristics of Cruciform Wing Body Configurations at High Angles of Attack, Aerospace Eng., Vol. 20, No. 7, (1961), pp. 20~21, 44~51.
- 2) R.P. Le BEAU: The Effect of Angle of Attack on Induced Rolling Moment for a Low Aspect Ratio Missile, AD 719715, (1971).
- 3) P. DANIELS: A Study of the Nonlinear Rolling Motion of a Four-Finned Missile, J. Spacecraft, Vol. 7, No. 4, (1970), pp. 510~512.
- 4) W.L. OBERKAMPF & J.D. NICOLAIDES: Aerodynamics of Finned Missiles at High Angle of Attack, AIAA J., Vol. 9, No. 12, (1971), pp. 2378~2384.
- 5) W.L. OBERKAMPF: Prediction of Roll Moments on Finned Bodies in Supersonic Flow, J. Spacecraft, Vol. 12, No. 1, (1975), pp. 17~21.

極超音速における鈍頭円錐の空力特性*

和田 勇・曾 我 国 男**

1. は し が き

円錐状物体の極超音速空力特性は、理論的取り扱いが比較的容易であることと同時に極超音速飛行体の一基本形状であるため、多くの人々によって理論的、実験的研究が試みられてきた。特に、鈍頭円錐は鋭い円錐に比較し、空力加熱の観点から有利な形状であると同時に適当な頭部鈍さを与えることによって抗力も減少するという興味ある現象を CHERNYI や CHENG らは非粘性極超音速理論結果として示している。本報告では、この頭部鈍さの影響を調べるため、試作三分力天秤で一連の鈍頭円錐に働く力を NAL ガン・タンネルによって得られたマッハ数 13.6、模型長を基にしたレイノルズ数 $1.2 \times 10^5 \sim 2.5 \times 10^5$ の極超音速流内で測定した。その結果について述べる。

円錐ノズルで得られた測定部の気流は放射状流の性質をもっている。ピトー圧力分布の実験結果から決定した“放射状流”を考慮し、測定した軸力係数、垂直力係数およびピッチング・モーメント係数を修正した。修正後の垂直力係数とピッチング・モーメント係数は、WHITFIELD & WOLNY によって示された相關パラメータを用い、自由飛行データを含む他の実験データと比較した。迎角 0 の軸力係数に対しては、非粘性極超音速理論結果と直接比較するため、極超音速 strong interaction に関する MOORE の平板境界層に対する修正相似則を使い、表面摩擦抵抗を推定し、非粘性圧力抵抗のかたちで求められている。また、この非粘性圧力抵抗から表面圧力分布も求め、CHERNYI, CHENG の理論結果および WAGNER & WATSON の特性曲線法をもちいた数値計算結果と比較した。

* 昭和 50 年 4 月 8 日第 6 回年会において講演、昭和 50 年 6 月 12 日原稿受理 Hypersonic Aerodynamic Characteristics of Spherically-Blunted Cones

** 航空宇宙技術研究所 Isamu WADA, Kunio Soga

2. 実 験 装 置

2.1 NAL ガン・タンネル NAL ガン・タンネルの写真を図 1 に示す。高压室は内径 17 cm、長さ 2 m でその常用最大圧力は 200 kg/cm^2 である。銃身は内径 7 cm、長さ 7 m で、ジュラルミン製ピストンがなめらかに運動できるように内面仕上が施されている。ガン・タンネル始動のため、二重隔膜機構が採用されており、隔膜には可能なかぎり薄いアルミ板を使用している。本実験では半頂角 $8^\circ 47'$ 、スロート断面直径 0.54 cm、出口直径 28 cm の円錐ノズルを使用した。測定部を含む体積 14.5 m^3 の真空槽は、 $1,250 \text{ m}^3/\text{h}$ のメカニカル・ブースタとその後段に $6,500/\text{min}$ の油回転真空ポンプを配した排気系によって 10^{-3} mm Hg の真空度まで容易に達する。また、ガン・タンネル作動時に生じる振動を除くため、模型支持装置は本体と切り離れた独立基礎上にセットされ、測定室とはベローで接続されている。

2.2 三分力天秤 気流による温度効果を防ぐため内挿式とし、模型を含む天秤系の固有振動数を高める必要性から、高力アルミニウム合金を使った小型で剛

第 1 図 NAL ガン・タンネル