論文 CONTRIBUTED PAPERS

飛しょう体の非対称付属物に関する風洞試験結果について* Aerodynamic Characteristics of a Missile with Unsymmetrical Accessories

久野 治 義**・中島 久 幸**
Haruyoshi KUNO and Hisayuki NAKAJIMA

Abstract

To verify the effects caused by small objects attached to the airframe, novel wind tunnel test was conducted. Measurement accuracy of aerodynamic parameters depend on measurement period, equipment used etc., but by turning the portion of the airframe where small objects are attached by 180 degree, error cause such as drift etc. are completely eliminated. Flight path calculation using the parameters obtained by this wind tunnel test and the one by the real firing coincides remarkably. The method appeared in this paper is very suitable to obtain the parameters caused by small objects on airframe.

1. ま え が き

飛しょう体に上下非対称付属物を装着した場合の飛しょう経路への影響を調べるための風洞試験に際して、計測する空気が微小なため、使用する風洞の精度では、主として天秤の温度ドリフトが大きいという理由から、付属物を装着した場合と、装着しない場合の微小な非対称空力特性の差が明瞭には求められないので、付属物の装着部分を上下反転できる風洞模型を使用して試験を実施した。

風洞試験の実施方法として、天秤の姿勢を一定に保ったままで、模型の姿勢もしくは形状を遠隔操作により上下反転させることにより、1回の風洞運転中に多くの計測点での計測を、天秤の温度ドリフト等の影響を受けることなく実施することができた。

また、これから得られた非対称空力係数を使用した計算結果は実際の飛しょう体の飛しょう試験の結果とよく一致した。小付属物装着の空力特性への影響を精度よく効率的に測定する方法として有効であると思われるので、試験方法とその結果を一例として報告するものである。

2. 記 号

- A : 軸力
- C_A : 軸力係数
- C_m : 縦揺れモーメント係数
- C_{mq} : 縦揺れ減衰係数
- C_{m0} : 非対称縦揺れモーメント係数
 $C_{m0}=C_m(\alpha=\delta=0)$
- C_N : 法線力係数
- C_{N0} : 非対称法線力係数 $C_{N0}=C_N(\alpha=\delta=0)$
- d : 胴体の直径
- G_{XB}, G_{ZB} : 重力加速度の機軸座標成分
- I_{YB} : 飛しょう体の横軸まわり慣性モーメント
- M : マッハ数
- M_q : 縦揺れモーメント
- m : 飛しょう体の質量
- N : 法線力
- q : 縦揺れ角速度
- $\dot{q}$: 縦揺れ角加速度
- S : 胴体の断面積
- T : 推力
- V_A : 絶対対気速度 $V_A=\sqrt{V_{XB}^2+V_{ZB}^2}$
- V_{XB}, V_{ZB} : 対気速度の機軸座標成分
- $\dot{V}_{XB}, \dot{V}_{ZB}$: 対気加速度の機軸座標成分
- X_E, Z_E : 飛しょう体位置の地球座標成分
- α : 迎え角
- δ : 舵角
- ρ : 空気密度
- ϕ : 非対称付属物の位置
$$\phi=\begin{cases} 0 \text{ deg} & \text{正規の位置} \\ 180 \text{ deg} & \text{反転の位置} \end{cases}$$
- θ_0 : 射角

3. 今回の風洞試験の目的

航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞は同所の報告書¹⁾によると、内挿式天秤を使用した試験精度は

* 昭和53年4月3日原稿受理

** 東京芝浦電気(株)

約1%である。微小な非対称付属物のデータ出力は天秤容量に対して1%前後であり、他の圧力、模型姿勢の設定精度0.1~0.5%に比べて相対誤差が大きいために、天秤の精度のうちの多くを占める温度ドリフトの影響を受けない新しい方法を考慮しないと有意なデータが取得できない。したがって非対称付属物の付いた模型の後部を、試験実施中に反転しつつ計測を行なうことにより、大きな誤差要因をなくすることができた。

4. 風洞模型の説明

風洞模型の製造に当たっては、まず模型の大きさを天秤の容量の許す限り、できるだけ大きくするとともに、寸法および角度等に関する精度の維持、軽量化に留意するほか全体の空力中心と天秤中心を極力一致さ

第1図 模型構造図

- 1.主翼, 2.反転用モータ, 3.非対称付属物,
4.スティング, 5.後部胴体(反転), 6.前部
胴体(固定), 7.天秤

第1表 模型諸元表

諸 元	
全 体	
縦 横 比 l/d	16.9
重 心 位 置	8.3d
主翼(exposed) 操舵翼(exposed)	
翼 幅	2.6d 1.9d
翼 弦 長 { 付け根	5.2d 1.6d
翼 端	1.3d 0.5d
アスペクト比	0.73 1.84
テーパー比	0.25 0.30
前縁後退角(°)	74 50
胴体先端からの 翼先端位置	8.1d 15.0d
非 対 称 付 属 物	
全 長	1.7d
直 径	0.2d
先 端 角 度(°)	45
後 端 角 度(°)	90
個 数(本)	2
胴体先端からの 付属物先端位置	15.6d
円周方向位置	十字操舵翼の上側の2枚の中間に 機軸に長手方向を平行に

ただし $d=118\text{ mm}$

せて、バランスよく計測を行なうように努めた。

また、今回の風洞試験の最大の特徴でもあるが、非対称付属物の付いた模型の胴体尾部を、操舵翼ごと約20秒で正確に180度反転する構造にした。これは、計測中に非対称付属物を反転させることにより、その効果を短時間のうちに計測し、天秤の温度ドリフト等試験条件の影響を受けないことを意図したものである。

模型の構造および諸元をそれぞれ第1図および第1表に示す。

第2図 $C_N \sim \alpha$ ($M=1.35$)

第3図 $C_m \sim \alpha$ ($M=1.35$)

5. 風 洞 試 験

風洞試験結果²⁾のうち、非対称特性の顕著であった法線力係数および縦揺れモーメント係数の例を第2図および第3図に示す。図からもわかるように、非対称付属物の正規の位置 ($\phi=0$ deg) と反転の位置 ($\phi=180$ deg) のデータの原点からのずれは、付属物の反転に伴い非対称空力ベクトルが反転しているにもかかわらず、原点に対して対称ではない。すなわち、 $\phi=0$ deg と $\phi=180$ deg のデータの中点の値が温度ドリフトを含めた計測誤差と考えられる。

つぎに、これらの係数のゼロ点オフセット量を、模型後部を反転した場合 (オフセット量を $\phi=0$ deg と

180 deg のデータの平均値とした場合) としなかった場合 (オフセット量を $\phi=0$ deg のデータとした場合) について、他のマッハ数の計測結果も含めてまとめたものを第4図から第5図に示す。

なお、飛しょう体の最大速度は約2マッハであり、今回の風洞試験の風速領域を超えるため、経路の理論計算に当たっては、別途実施した37%全体模型 (反転無し) の結果を参考に外挿を行なった。

使用風洞: 航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞

供試体: 74% 全体模型

マッハ数: $M=0.6\sim 1.35$

レイノルズ数: $R=1.7\times 10^7\sim 2.2\times 10^7$

6. 飛しょう経路との対応

第4図から第5図に示した模型後部を反転した場合と反転しなかった場合の非対称空力特性を考慮した場合と考慮しない場合の理論計算結果を第6図に示すとともに飛しょう試験結果との対応も示した。

なお、理論計算に当たっての計算式は①から⑥式のとおりであり、データはそれぞれ次の試験で得られたものを使用した。

推力	ロケットモータ
	地上燃焼試験
重量・重心・慣性モーメント	飛しょう体
空力係数 (STATIC)	37% 全体模型による
(C_{N0} , C_{m0} 以外のもの)	航空宇宙技術研究所での風洞試験

第4図 非対称法線力係数

第5図 非対称縦揺れモーメント係数

第6図 飛しょう経路

空力係数 (DYNAMIC) DATCOM 等による理論 計算値

並進運動

$$\text{縦の運動 } \dot{V}_{XB} = (T - A)/m - q V_{XB} + G_{XB} \quad (1)$$

$$\text{横の運動 } \dot{V}_{ZB} = -N/m + q V_{ZB} + G_{ZB} \quad (2)$$

$$\text{軸力 } A = (1/2)\rho V_A^2 S C_A \quad (3)$$

$$\text{法線力 } N = (1/2)\rho V_A^2 S (C_N + C_{N0}) \quad (4)$$

$$\text{回転運動 } \dot{q} = M_q/I_{YB} \quad (5)$$

縦揺れモーメント

$$M_q = (1/2)\rho V_A^2 S d (C_m + C_{m0}) \\ + (1/2)\rho V_A^2 S (d^2/2 V_A) C_{mq} \cdot q \quad (6)$$

模型後部を反転することにより得られたデータに基づく理論計算結果は、飛しょう試験結果と最もよく一致しており、この方法による計測精度の向上が裏づけられた。

7. む す び

飛しょう体の運動を扱う場合、付属物との干渉は無視できない場合がしばしばあるが、とくに今回のごとく、ハードウェア上の制約から付属物を非対称な配置にせざるをえず、しかも近くに揚力面がある場合は、相互の干渉も大きくなり、それがどの程度の大きさで

あり、どのように変化するかを知ることは実際的に必要であり、また理論化が困難で十分に進んでいない現在においては、なおさらである。こういった意味において実例をここに示した。

なお、非対称空力係数 (C_{N0}, C_{m0}) 以外の空力係数では抵抗係数の経路への影響が大きく、理論値と飛しょう試験結果とが完全には一致しない要因であると考えられる。その他の空力係数の影響はオートパイロット飛しょうを行なっているためほとんどない。

また、今回の目的が上下非対称付属物の影響の調査であったため、縦揺れモーメントの計測精度はあまり向上していないが、向上するためには模型全体を反転する方法が考えられる。

最後に、風洞試験の実施に際し、多くのご教示をいただいた防衛庁技術研究本部誘導武器開発官、および第3研究所ならびに航空宇宙技術研究所の関係者の方々に深く感謝いたします。

参 考 文 献

- 1) 航空技術研究所：航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造，TR-25 (1962.3)，pp. 9-10.
- 2) 松井太朗：飛しょう体の非対称付属物の影響に関する風洞試験，防衛庁技術研究本部技報，技-756 (1979).

希薄気体中の一様温度の球に働く熱流力*

——熱応力すべり流に対する高次補正——

Thermal Force on a Sphere with Uniform Temperature in Rarefied Gas —Higher-order Correction to Thermal Stress Slip Flow

青 木 一 生**

Kazuo AOKI

Abstract

The flow induced around a sphere with a uniform temperature in a gas with a uniform temperature gradient is investigated for small KNUDSEN number on the basis of the linearized BOLTZMANN-KROOK-WELANDER equation. The velocity field is obtained up to the order of the KNUDSEN number cubed. The thermal force acting on the sphere is also obtained up to the third order, and the relation between its direction and the KNUDSEN number is discussed.

1. は じ め に

球が一様な温度勾配をもつ無限に広がった静止気体の中に置かれている場合を考える。よく知られているように、気体が希薄になると球には温度勾配に比例する熱流力 (thermal force) とよばれる力が働く¹⁾⁻¹⁰⁾。気体がきわめて希薄な場合、すなわち気体分子の平均自由行路と球の半径の比で定義される KNUDSEN 数が無限に大きいときには、球はその熱伝導性にかかわらず温度勾配とは逆向きの力を受ける^{1), 2)}。他方、KNUDSEN 数が小さい場合には、気体の振舞および球に働く力は球の熱伝導性に大きく依存する^{7), 10)}。とくに、球の熱伝導係数が非常に大きい場合、あるいは球

* 昭和53年4月6日，日本航空宇宙学会第9期年会講演会（於 航空宇宙技術研究所，三鷹）で講演発表。昭和53年10月26日原稿受理

** 京都大学工学部航空工学教室