

UDC 533.6.013.12:  
531.781

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-191

Nearly-Free-Molecule-Flow の物体の抵抗

恩 地 瑛・山 本 稀 義

1970 年 2 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

(5)

既 刊 報 告

TR-171T	Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172	高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives of Cones and Delta-Wings at High Speed	1969年2月	柳 沢 三 憲
TR-173T	Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174	Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969年4月	三 好 甫
TR-175	低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究II— Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers	1969年6月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-176	軸流回転機の翼の振動について (I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布 On the Vibration of Turbomachine Blades (I) Natural Frequency Mode and Stress Distribution	1969年7月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江 靖, 網千三郎 岩部柱相, 武田克己
TR-177	固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究 —特性と小型モータによる実験— Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors —Characteristic Analysis and Small Motor Tests	1969年7月	五代富文, 湯沢克宜 伊藤克弥, 西村久雄
TR-178	測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件 Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set	1969年7月	川 幡 長 勝
TR-179	テフロン非定常アブレーションの測定 Measurements of Transient Ablation of Teflon	1969年8月	野 村 茂 昭
TR-180	鈴鹿山脈付近における乱気流の観測 Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka	1969年8月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎, 岡 遠 一 外崎得雄
TR-181	振動翼における表面非定常圧力の測定 —失速フラッタの研究(III)— Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter	1969年8月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-182	点束縛のある板の振動について On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points	1969年9月	塙 武 敏, 多田保夫 泉 日 出 夫, 越 出 慎 一
TR-183	軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究 —隙間のあるピン接合部— Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root —Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole—	1969年9月	池田為治, 山 岸 崇

# Nearly-Free-Molecule-Flow の物体の抵抗\*

恩 地 瑛\*\*・山 本 稀 義\*\*

## Drag Measurement in Nearly-Free-Molecule-Flow Regime

By Akira ONJI and Kiyoshi YAMAMOTO

Sphere drag has been measured in the nearly-free-molecule-flow regime. The experimental apparatus was the rotating arm in NAL. The circulating speed of the models mounted on the arm tip decreases due to the drag force and also by other effects such as mechanical friction and the arm drag. From the measurement of this deceleration rate and by subtracting these other effects, the drag coefficients of the model were determined. The Knudsen number was varied from 0.2 to 10, and the speed ratio ranged from 0.4 to 2.4. Air and Freon were used as test gases.

The results are compared with existing theories and available experimental data. Similar results were also obtained for circular disks.

### 1. ま え が き

宇宙開発技術の発達にともなう稀薄気流領域での飛行物体の抵抗値を知ることは年々重要になっているが、その研究上の問題点は現在二つ考えられる。その一つは気体分子の物体表面との干渉の問題であり、他は中間流（遷移流）領域の流れのふるまいの問題である。いずれも超高層飛行物体の抵抗に直接結びつき、また相互に関連をもつものであるが、在来の連続流とは全く異なった取扱いを必要とし、理論上でも実験上でも多くの困難な問題をかかえている。

著者等はおもに中間流領域の中でも Nearly-Free-Molecule-Flow と呼ばれる領域の実験を行ってきた。これは物体から反射した分子と入射しようとする分子の1回の衝突のみが考慮される領域で、その理論としてはボルツマン方程式を適当に展開して近似解を求める方法が多くなされている。これらは簡単化のため分子と表面との干渉、気体分子相互の衝突等についていくつかの仮定を含んでいる。したがってこれらの解は実験と比較することによってその妥当性あるいは成立範囲を検討することが要求される。このような実験は重要であり、また実際にいろいろ試みられている<sup>1)~3)</sup>。この報告の実験もまたこのような目的のため

に行なわれたものである。

先にも触れたように稀薄気体領域での実験には多くの困難があるが、その一つは実験装置の問題である。人工衛星の飛行は超高層、高速であるからこれに対応する実験を行なうためにはクヌーセン数  $K_n$  (気体の平均自由行程と物体の代表的長さの比) および速度比  $S$  (物体の速度と気体の音速最大の比) を大きくとることが望ましい。しかしながらこれには一般に大規模な装置や排気系を必要とする。つぎには測定技術のむずかしさがある。この領域での物体の抵抗はきわめて小さく、たとえば圧力  $10^{-4}$  Torr, 速度比 2.0 での 30 mm の球の抵抗は数ミリグラムの程度である。このため抵抗の測定についてはいろいろの苦心が払われ、たとえば気流中に模型を糸で吊ってその傾きを測定する方法<sup>4)</sup> や稀薄気体を入れた長い管内で小球を発射してその速度の減衰を測定する方法<sup>5)</sup> 等がなされている。

この点旋回腕装置は大きいクヌーセン数と比較的大きな速度比の得られる手軽な装置であり<sup>6)</sup>、またあとにくわしく述べるようにその長い腕を利用してトルク形で微小な抵抗を求めることができる。

本報告では旋回腕装置を用いて Nearly-Free-Molecule-Flow における球および円板の抵抗を測定した結果と在来の理論および実験との比較について述べる。実験範囲はクヌーセン数 0.2 から 10 まで、速度比は 0.4 から 2.4 まで、試験気体としては空気および

\* 昭和45年1月10日受付

\*\* 空気力学第一部

フレオンを用いた。

## 2. 実験方法

すでに述べたように稀薄気流中の物体の抵抗は、きわめて小さいからその測定には特別の工夫を必要とするが、旋回腕装置の場合は長い腕を利用してトルクの形で取り出せる利点がある。実際に旋回腕装置を用いて抵抗を測定した例として Coudeville<sup>5)</sup> によるねじり天秤を軸にとりつける方法がある。ただしこの方法は天秤の構造上回転速度を高めることが困難である。ここでは回転速度の減衰からトルクしたがって抵抗を求めることを試みた。

回転体の慣性能率を  $I$  角速度を  $\omega$ 、これに働くトルクを  $N$  とすれば

$$I \frac{d\omega}{dt} = -N \quad (1)$$

となるが、 $N$  は三つの要素から成るものと考えられる。すなわち 1) 機械的な摩擦力によるもの  $N_B$ 、2) 模型以外の回転部分に働く空気力によるもの  $N_A$ 、3) 模型に働く空気力によるもの  $N_M$ 、からなり実験誤差の範囲内ではこれらの間の干渉はないと考えてさしつかえないから

$$N = N_M + N_A + N_B \quad (2)$$

となる。模型をつけないときの慣性能率を  $I_0$ 、角速度を  $\omega_0$  とすれば

$$I_0 \frac{d\omega_0}{dt} = -(N_A + N_B) \quad (3)$$

したがって

$$N_M = - \left( I \frac{d\omega}{dt} - I_0 \frac{d\omega_0}{dt} \right) \quad (4)$$

となり慣性能率、 $\frac{d\omega}{dt}$  等を求めれば  $N_M$  が定められる。

実際に  $N_M$  が求められるためには  $N_A$  および  $N_B$  が  $N_M$  に比較して同程度以下でなければならない。このため旋回腕装置を改造し腕の摩擦抵抗および空力的抵抗を小さくした。腕は今までの円形断面のものを平たい楕円形のものにかえた。根もとでは長軸 98mm、短軸 35mm、先端では長軸 20mm、短軸 12mm である。模型支持棒は直径 6mm、模型中心から回転中心までの距離は 800mm である。また腕と回転軸との結合を図 1 に示すように改めた。腕は軸受（コロガリ軸受）を介して回転軸にはめられ電磁クラッチによって結合されている。クラッチが off の状態では腕は軸のまわりを空転する。所定の速度比までクラッチを on にして駆動し、ついでクラッチを off にすれば機械的摩擦力はコロガリ軸受によるもののみとなり  $N_B$  を小さくすることができる。

慣性能率は腕を軸からとりはずし模型をつけた状態およびつけない状態での剛体振子の周期を測定して求めた。角速度はパルスカウンタを用いて光学的に測定した。

実験に用いた模型の大きさおよび材質は次の通りである。

球	直径 mm 25, 30, 40, 50
材質	発泡アクリル樹脂 (比重 0.14)
円板	直径 mm 25, 30
材質	ジュラルミン
直径 mm	30, 40, 50
材質	発泡アクリル樹脂 (比重 0.14)

旋回腕装置に用いられる模型は比重が軽く強度の高い材質でなければならない。そのため主として発泡アクリル樹脂を採用したが表面の性質が抵抗値におよぼす影響を調べるためにジュラルミンも用いた。ただジュラルミンは樹脂に比して比重が大きいため大きい模型には適さないため直径 25mm および 30mm の円板のみとした。円板の場合ジュラルミンではその厚みを直径に比して十分小さくとれるが樹脂では取り付けの関係上 3mm 以下にできない。そのため測定にあたってこの厚みの部分が受けもつ抵抗が加算される。この影響は直径 30mm の場合に最も大きいがこの補正についてはあとに述べる。また超高真空においては表面の処理方法によって干渉の性質、したがって抵抗値に影響をもつことが知られているが現在の実験の圧力範囲  $5 \times 10^{-5}$  から  $8 \times 10^{-3}$  Torr の間ではあまり影

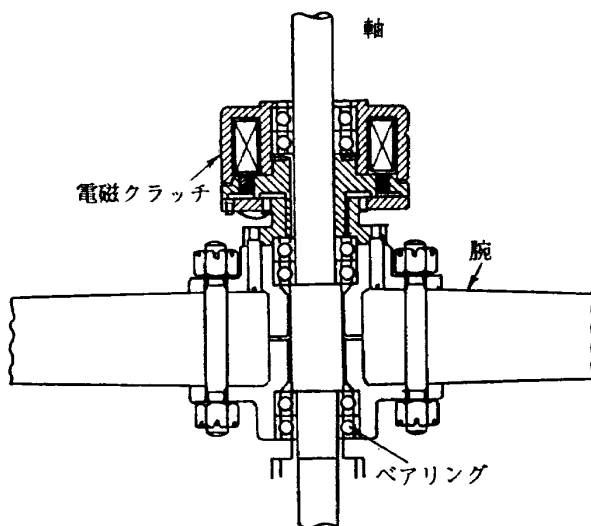


図 1

響しないと思われるのでこれについて特別の処置はとらなかった。

つぎにこの測定に含まれる誤差についてのべる。

(4) 式において各量の絶対誤差を  $\Delta$  をつけて表わすとき

$$\Delta N_M = \Delta I \cdot \frac{d\omega}{dt} + \Delta I_0 \cdot \frac{d\omega_0}{dt} + I \cdot \Delta \left( \frac{d\omega}{dt} \right) + I_0 \Delta \left( \frac{d\omega_0}{dt} \right) \quad (5)$$

$$\frac{\Delta N_M}{N_M} = \frac{\Delta I}{I} \cdot \frac{N}{N_M} + \frac{\Delta I_0}{I_0} \cdot \frac{N_A + N_B}{N_M} + \frac{\Delta N}{N} \cdot \frac{N}{N_M} + \frac{\Delta(N_A + N_B)}{N_A + N_B} \cdot \frac{N_A + N_B}{N_M} \quad (6)$$

となる。ただし  $\Delta N$ ,  $\Delta(N_A + N_B)$  は慣性能率以外の誤差を表わすものと定義する。慣性能率の測定誤差はその測定値が形状から理論的に求めた値ともよく一致するので 0.4% 以下と考えられる。 $N/\Delta N$  および  $(\Delta(N_A + N_B))/(N_A + N_B)$  については計測器の精度によるものと  $N_B$  の値のバラツキによるものと考えて考えることができる。 $N_B$  は高真空における  $N$  あるいは  $N_A + N_B$  の値であるがそのバラツキは実測によれば 1% 程度である。これに対して計測器による誤差は小さく 0.2% 以下である。したがって誤差は  $N$  および  $N_A + N_B$  と  $N_M$  との比によってきまる。図 2 (a) は 30mm 球模型  $K_n=8.5$  における  $N_B$ ,  $N_A$  および  $N_M$  の速度比との関係を示す。 $N_B$  は速度比の一次関数に近い形で増大するが  $N_A$  および  $N_M$  は二次関数に近い形で増大する。しかもその

比は表 1 (a) に示されるようにほぼ一定になっている。また速度比を一定にしてクヌーセン数 (この場合は圧力) を変えても表 1 (b) に示されるようにこの比はほとんど変わらない。すなわちこの比は模型の大きさによってほぼ定まり圧力や速度比に関係しない。表 1 (c) および (d) は球および円板の  $N_A$  と  $N_M$  の比を表わすがこれらの値はクヌーセン数および速度比について平均したものである。図 2 (b) は  $N_A$  と  $N_B$  の比とクヌーセン数の関係をいくつかの速度比について求めたものである。ここにクヌーセン数は 30 mm を長さの基準としている。これらの図および表からたとえば速度比 1.0 クヌーセン数 8.5 における 30 mm の球模型の誤差は約 10% である。またクヌーセン数 0.2 速度比 2.40 における 50 mm の円板に含まれる誤差は 4% 以下であることも確かめられた。一般に模型の大きさが大きく、圧力が高くまた速度比が大きいくほど精度よく測定できる。いいかえればクヌーセン数が小さく速度比が大きいくことが望ましい。一方旋回腕装置は回転速度に限界があり、またクヌーセン数を小さくすれば腕による気流の乱れを生ずる<sup>3)</sup>。以上から結局速度比 1.0 から 2.4 の範囲では精度 10% 以下で測定できるクヌーセン数範囲は 10 から 0.2 までであることがわかった。また速度比 0.4 の場合にはクヌーセン数の上限は 2 程度である。

速度比およびクヌーセン数に含まれる誤差は先に行なったオリフィス型圧力管の場合と同様にいずれも 5% 以下と考えられる<sup>3)</sup>。

図 3 は腕に 40 mm の球模型をとりつけたときの写真である。

表 1

(a) 球 30 mm $K_n=8.5$									
$S$	0.4	0.75	1.0	1.25	1.50	2.0	2.40		
$N_M/N_A$	0.685	0.680	0.691	0.682	0.680	0.682	0.691		
(b) 球 30 mm $S=1.0$									
$K_n$	0.2	0.5	0.80	0.95	2.5	5.0	9.0		
$N_M/N_A$	0.691	0.683	0.683	0.680	0.677	0.691	0.683		
(c) 球				(d) 円板					
直径 mm	25	30	40	50	直径 mm	25	30	40	50
$N_M/N_A$	0.481	0.685	1.32	1.88	$N_M/N_A$	0.545	0.678	1.17	1.92

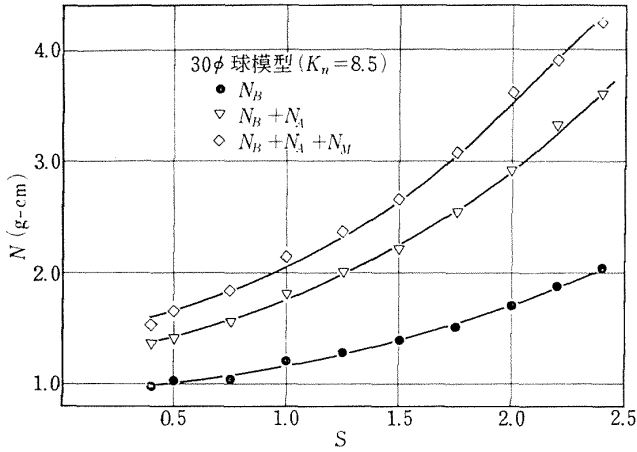


図 2 (a)

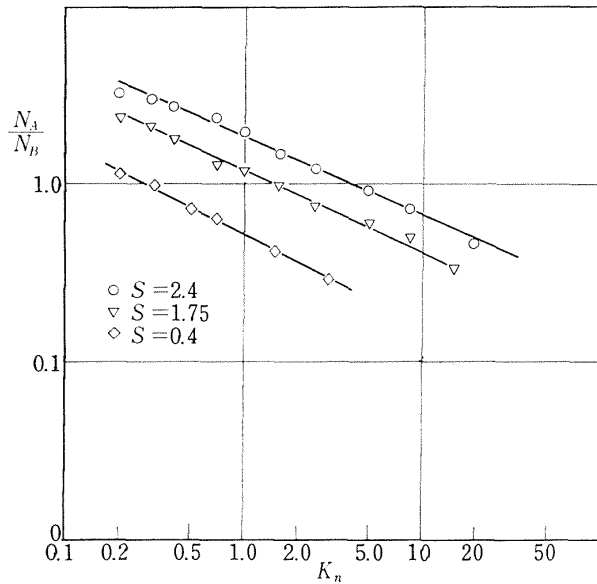


図 2 (b)

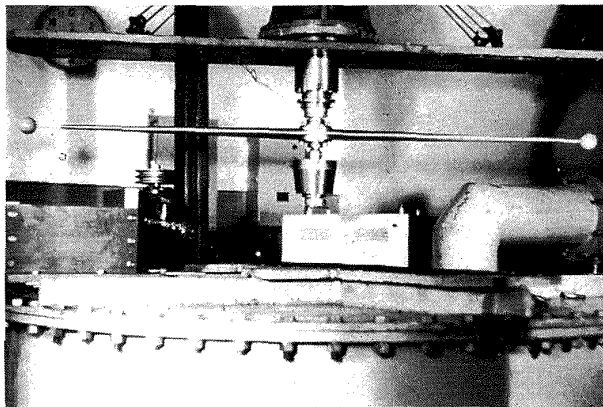


図 3

### 3. 実験結果

拡散反射を仮定したときの球および流れに直角に置かれた円板の抵抗係数の自由分子流における理論値はそれぞれ

$$C_{DFMD} = \frac{1}{S^3} \left\{ \frac{4S^4 + 4S^2 - 1}{2S} \operatorname{erf}(S) + \frac{1}{\sqrt{\pi}} (2S^2 + 1) e^{-S^2} \right\} + \frac{2}{3} \cdot \frac{1}{S} \sqrt{\frac{\pi T_w}{T}} \quad (7)$$

および

$$C_{DFMD} = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \frac{1}{S} e^{-S^2} + \frac{1}{S} \sqrt{\frac{\pi T_w}{T}} + 2 \left( 1 + \frac{1}{2S^2} \right) \operatorname{erf}(S) \quad (8)$$

である。また鏡面反射を仮定したときの対応する値は

$$C_{DFMS} = \left\{ \frac{4S^4 + 4S^2 - 1}{2S} \operatorname{erf}(S) + \frac{1}{\sqrt{\pi}} (2S^2 + 1) e^{-S^2} \right\} \quad (9)$$

および

$$C_{DFMS} = \frac{4}{\sqrt{\pi}} \frac{1}{S} e^{-S^2} + 4 \left( 1 + \frac{1}{2S^2} \right) \operatorname{erf}(S) \quad (10)$$

で与えられる<sup>6)</sup>。ここに  $\operatorname{erf}$  は誤差関数をあらわす。 $T_w$  は表面の温度であるがこの実験では周囲温度  $T$  に等しい。 $S$  が大きくなれば (7), (8) および (9) は 2 に近づき (10) は 4 に近づく。Nearly-Free-Molecule-Flow の場合は理論によって速度比の妥当範囲が異なるので高速 ( $S=1.0 \sim 2.4$ ) のときは Willis<sup>8)</sup> および Liu<sup>9)</sup> の理論を採用し低速 ( $S=0.4$ ) の場合は Liu<sup>9)</sup> および山崎<sup>10)</sup> の理論を採用しこれらとの比較を行なった。

図 4 から図 11 までは抵抗係数とクヌーセン数の関係をいくつかの速度比について調べたものである。2 節で述べたアクリル樹脂円板の厚みの影響についてはその速度比において拡散反射を仮定したときの自由分子流における正面部分と厚み部分の抵抗値の比を求め、この比が Nearly-Free-Molecule-Flow においても変わらないと仮定して補正した。30 mm 円板の速度比 1.0 におけるこの比はほぼ 30 : 1 である。円板および球の最小模型 (25 mm) についてその誤差範囲も示した。これは同じクヌーセン数に対する最大誤差である。

一般にクヌーセン数が大きくなれば抵抗係数は拡散反射を仮定した自由分子流の値に近づくのが見られる。これは円板の場合に見られるように模型の材質、

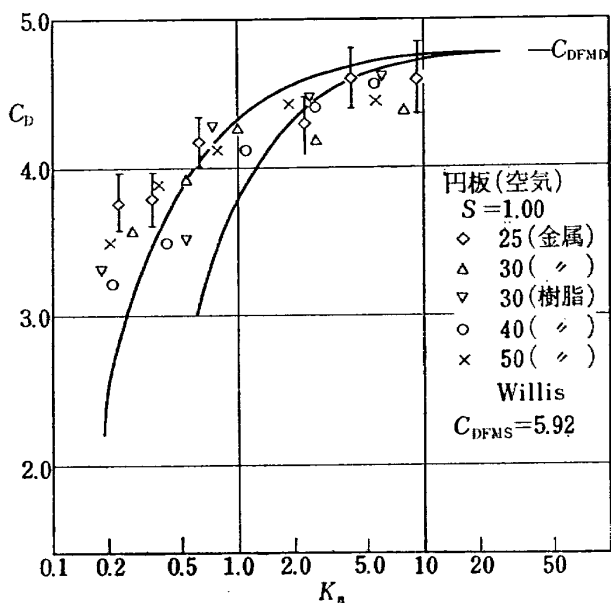


図 4

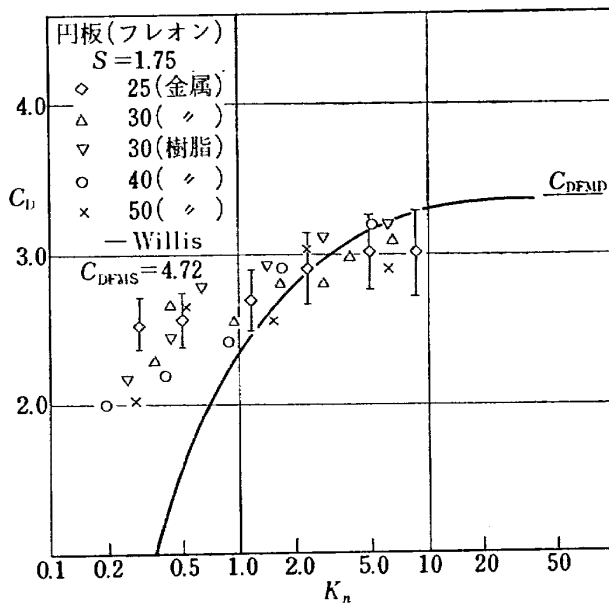


図 6

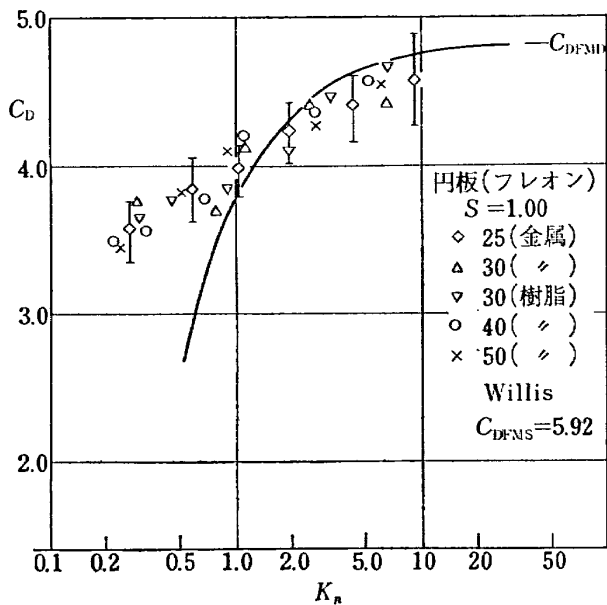


図 5

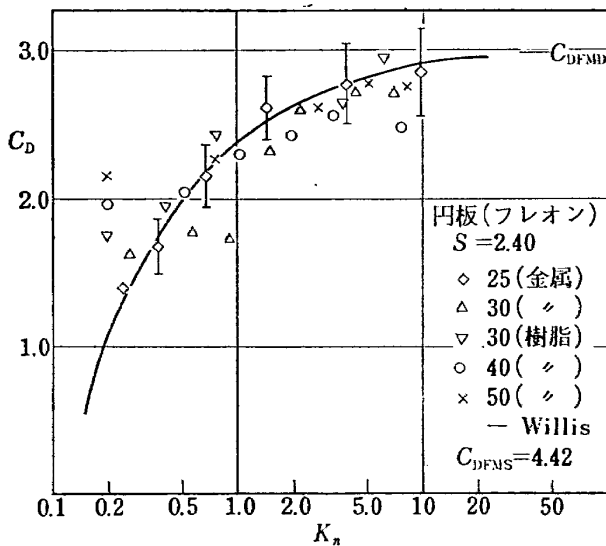


図 7

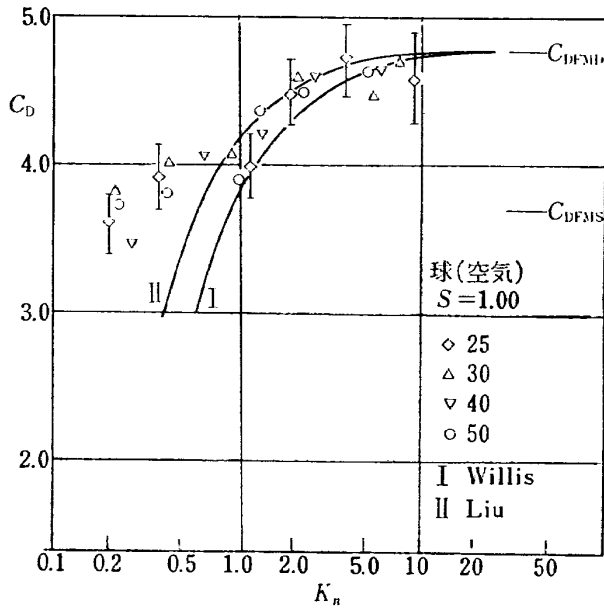


図 8

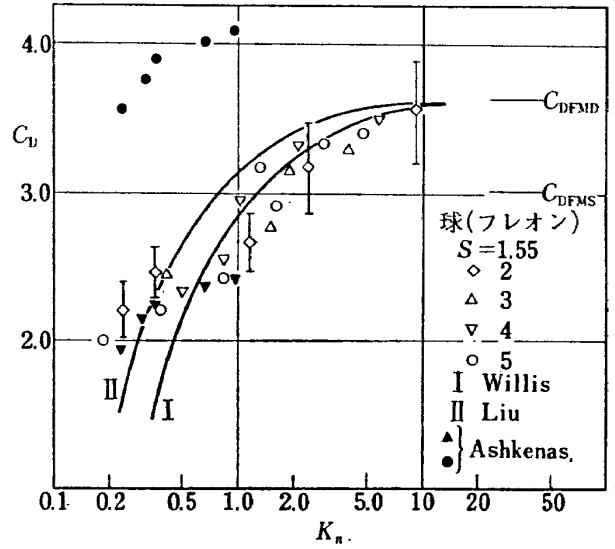


図 10

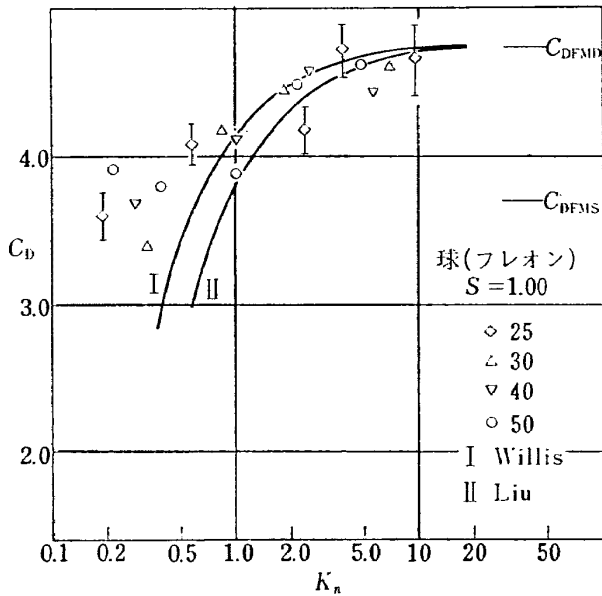


図 9

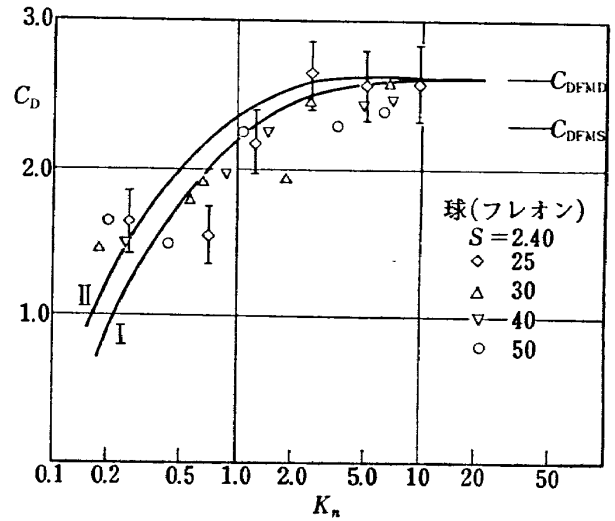


図 11



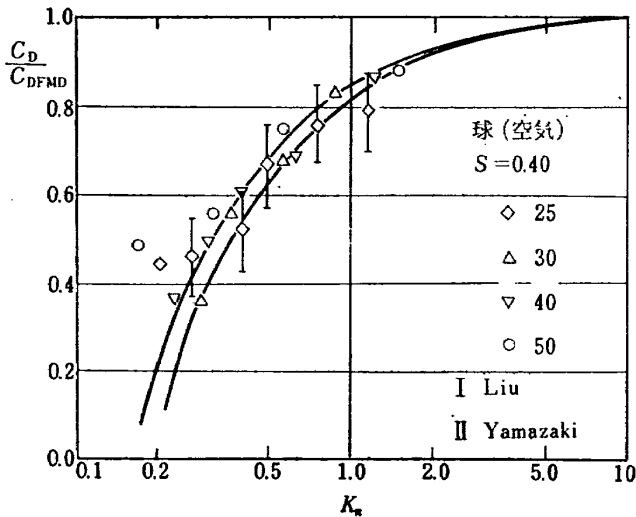


図 12

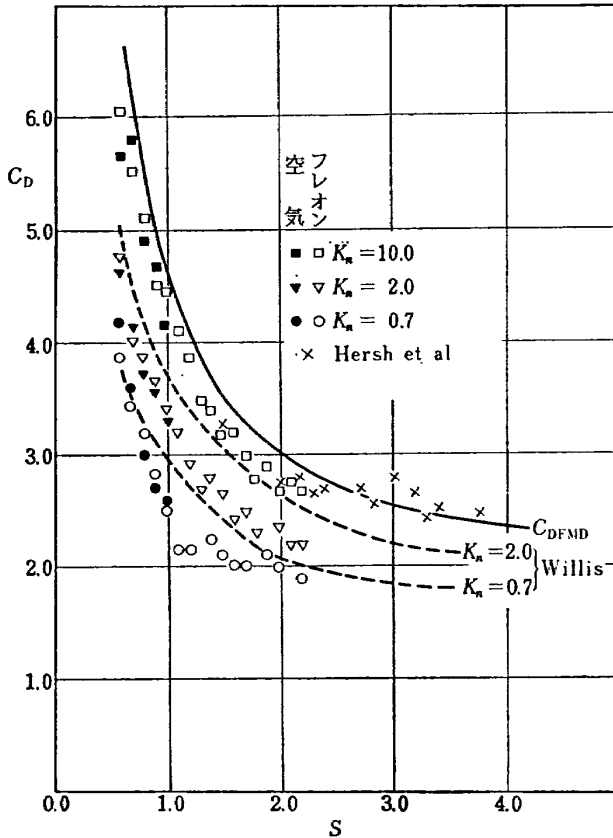


図 13

したがって表面の性質に関係なく分子の反射が拡散型であることを示している。

クヌーセン数の減少とともに抵抗係数も減少しているがその有様は理論値と比較的よく一致している。高速( $S < 1$ )の球について Willis および Liu の理論値のいずれに近いかはこの実験から断定できないが、一般的にクヌーセン数 0.5 程度までは比較的良好に理論と合致しているといえる。なお図 10 は Ash-

kenas<sup>4)</sup>の実験と比較がなされている。▼印は球の表面温度が無限遠の温度に等しい場合で●印は表面温度と無限遠温度の比が 2.1 程度の場合である。図 12 は速度比 0.4 の場合であるがこれは最近低速稀薄気流の解析が盛んに行なわれているので、それとの比較の意味で試みられたものである。これらの理論は速度比が小さいことを仮定しているため実験もなるべく小さい速度比で行なうことが望ましいが先に述べたように、この場合  $N_B$  が相対的に増大し誤差が大きくなる。結局速度比を 0.4 にとりクヌーセン数は 2 以下の実験しかできなかった。またこれらの実測値は 2 回あるいは 3 回行なった平均値である。理論曲線とはよく一致している。

図 13 はクヌーセン数をパラメータとしたときの速度比と抵抗係数の関係である。クヌーセン数の大きい 10 の場合、速度比の増大とともに理論曲線に沿って 2 に近づいていくのがわかる。なお図中 Hersh<sup>6)</sup>の実験値を示したがこれがわれわれの実験値より大きいのは表面温度が高い (300°C 程度) ためと思われる。

#### 4. あとがき

旋回腕装置を用いて回転速度の減衰から抵抗を求める試みに成功し、理論および他の実験と比較して一応満足すべき結果が得られた。その特徴は比較的大きい模型を用いて大きいクヌーセン数までの値が求められたことである。

しかしながらより大きい速度比、より大きいクヌーセン数について本装置で実験することは困難である。またこの実験では表面温度を室温以外にとれない欠点がある。すなわち無限遠の気体温度と物体表面の温度が等しい場合に限られている。十分長い時間回転を継続させれば模型の表面温度は上昇して平衡温度に達するものと思われるが、軸の回転許容時間約 10 分の間では模型の温度変化は見られない。また表面温度をあらかじめ与えることもできない。このように旋回腕装置にもそのとり得るパラメータの範囲に限界があり人工衛星の飛行等の問題を simulate することはむずかしい。とくにクヌーセン数が十分大きくまた速度比も 10 以上の領域で気体分子と表面の干渉が抵抗値に大きな影響をもつ場合には分子線装置や大型稀薄気体風洞などの装置が必要と思われる。

なおこの実験について全般的にご教示頂いた平木空気力学第一部長、細川前稀薄気流研究室長、また装置の改造にあたって北出前器材研究室長に厚くお礼申し上げます。また実験を手伝って頂いた空気力学第一部長

括室員小川清勝氏に感謝致します。

### 文 献

- 1) S.A. Shaaf & G.J. Maslach; A comparison of Some Recent Aerodynamic Experiments and Theory at the Borders of the Transition Flow Regime, *Rarefied Gas Dynamics* (J.A. Laurmann ed), Vol.2, (1963), Academic Press.
- 2) M. Kinslow & J.L. Potter; Drag of Sphere in Rarefied Hypervelocity Flow, *AIAA J* Vol. 1, No. 11, 1963.
- 3) 恩地 瑛, 山本稀義; Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス型圧力管, 航技研報告 TR-136, (1967).
- 4) H. Ashkenas; Low-Density Spher Drag with Equilibrium and Nonequilibrium Wall Temperature; *Rarefied Gas Dynamics* (J.A. Laurmann ed), Vol.2, (1963), Academic Press.
- 5) K. Moe; Recent Experimental Evidence Bearing of Satellite Drag Coefficients, Vol. 6, *AIAAJ*, No.7, (1968).
- 6) H. Coudeville; *Measure de Trainee dans Ies Gas Rarefies aux Faibles Vitess*, Publication Scientifiques et Techniques du Minister de l'Air, No.429, (1966).
- 7) G.N. Patterson; *Molecular Flow of Gases*, (1956), Jhon Wiley and Sons.
- 8) D.R. Willis; on the Flow of Gases under Nearly Free Molecular Conditions, *AFOSR TN 58-1093* No. 442, (1958).
- 9) V.C. Liu, S.C. Pang, & H. Jew; Sphere Drag in Flow of Almost-Free Molecule, *Phys. Fluids*, Vol.8, No.5, (1965).
- 10) I. Yamazaki; 京都大学工学部修士論文.

TR-184T	An Improved Method of Designing and Calculating the Minimal Wave Drag Configuration by Supersonic and Moment of Area Rules	Oct. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-185	FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射による加熱実験 Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone	1969年11月	小川 鑛一, 遠藤 修司
TR-186	ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析 The Analysis on Transmission-line Rocket Antennas	1969年12月	田畑 浄治, 桜井 善雄 三浦 雅男, 松崎 良継 塚本 憲男
TR-187	ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究 A Magnetic Attitude Measuring Instrument Applying the Holl Effect	1969年12月	木村 茂, 田畑 浄治 松崎 良継
TR-188	浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差 Analysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating	1970年1月	大月 正男, 新宮 博公 田畑 浄治, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TR-189	誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション The Hybrid Simulation of Guided and Controlled Flight of Rocket	1970年1月	輿石 肇, 中正 夫 森 英彦, 大石 晃造 冠 昭夫, 本間 幸造
TR-190	超音速における鈍い物体の干渉 Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow	1970年2月	谷 喬, 河本 一 榊 原盛三, 野田 順巖

---

## 航空宇宙技術研究所報告191号

昭和45年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2~27~12

---

