

[4] 航空宇宙技術研究所資料 TM-20 (昭.38)

[5] 航研小型ロケット (ARIS) の空力性能, 超音速飛行の空気力学シンポジウム原稿 (昭.39)

〔II. 4. 4〕

空気力学的特性の推算

1. 抵 抗

軌道計算において最も重要な空力特性は言うまでもなく全抵抗の見積りであるが, 全抵抗 C_{D0} は, 摩擦抵抗 C_{Df} , 底面抵抗 C_{Db} および造波抵抗 C_{Dw} の和として,

$$C_{D0} = C_{Df} + C_{Db} + C_{Dw}$$

と表わすことができる. 以下右辺の各項について順を追って考察することにする.

1. 1. 摩擦抵抗 C_{Df} の推算

境界層理論の研究から最も基本的なものとして平板に働く摩擦抵抗に関するものがある. それによると非圧縮気体に関する平板の摩擦係数は層流の場合 [1]

$$C_f = 1.328 / \sqrt{Re}$$

と与えられる. 遷移レイノルズ数以上のものについては, たとえば Prandtl-Schlichting の式 [1]によると,

$$C_f = 0.455 / (\log Re)^{2.58} - A / Re$$

のように与えられる. ここで Re はレイノルズ数, A は遷移レイノルズ数によって定まる定数で, 本計算においてはレイノルズ数 Re の基準長として胴体の全長 l , 翼の平均弦長 \bar{C} が用いられる. 遷移レイノルズ数としては実験事実を考慮して 5×10^5 と仮定した. 低速における摩擦抵抗は物体の展開面積に平板の抵抗を乗じたものに, 三次元性の影響を考慮してその2%増しとしたものがとられた. この値は実際低速における実験値とほとんど一致した. このことから Re に対する依存性は一応そのままとして, マッハ数に対する依存性が考えられた. 平板の抵抗に関しマッハ数の依存性はかなり詳細に調べられているが, たとえば文献 [11] の Frankl-Voishel の理論は実験との一致が良好であることが認められているので, 抵抗のマッハ数に対する依存性はこれによって推定された. なお圧縮性境界層においては物性量特に気体の粘性係数と温度との関係, 主流温度と壁面温度との比などによってかなり変わることが知られているが, 現在のところそれらを考慮する複雑な手続きは一応省略され, 単にマッハ数による変化のみが考慮された.

1. 2. 底面抵抗 C_{Db}

底面抵抗は理論的推定の最も困難なものの一つであるが, 特に亜音速から低超音速領域においては定量的に信頼される値を導くのに十分な理論は確立なれていない. 高超音速領域においては, 底面はほとんど真空状態になるため全体に対するその比重は少なくなりあまり問題とならない. そこで亜音速領域に対しては半経験的な次の表示によることにした. すなわち翼などの二次元物体に対しては [2],

$$C_{Db} = 0.135 / \sqrt[3]{C_{fb}}$$

ここで $C_{fb} = (x/h)C_f$ (x は長さ, h は底面高さ), 胴体などの三次元物体に対しては[2],

$$C_{Lb} = 0.029 \left(\frac{d_b}{d} \right)^3 / \sqrt{C_{Df}}$$

ここで C_{Df} は胴体摩擦抵抗係数, d_b/d は底面直径と胴体最大断面直径の比である.

一方, 超音速領域においては衝撃波, 膨張波など外部流の影響が加わり現在なお統一的理論ないし統一的記述が確立していないので, 数少ない例ではあるが自由飛行試験記録 [3] によるデータを根拠にすることにした.

なお, 以上はエンジン燃焼の影響のない場合の推定であるが, エンジン燃焼時の底面抵抗に関しては現在ほとんどその推定に関する根拠を持たない. ここでは燃焼時にも非燃焼時の底面圧力が底面のノズル部以外に働くものとして計算した. 燃焼時の底面抵抗を零とおいても軌道計算の結果に現われる差は僅少で, 現在の機体についていえば到達最高高度にして 0.6 ないし 0.7km 程度でしかなかった.

1. 3. 造波抵抗 C_{Dw}

造波抵抗は遷音速, 超音速領域における圧縮波あるいは衝撃波の発現によるものであり, 超音速空気力学の体系においてかなり信頼しうる理論的, 実験的根拠をもつものと言える. すなわち, 低超音速領域 ($M \leq 2.5$) に関しては Second-Order Supersonic Theory [4], 高超音速領域においては Second-Order Shock-Expansion 法[5]など実験的検証を経て確立した理論が存在する. 事実これらによる計算結果は自由飛行試験の結果 [3] とよく一致している. したがって, それらの理論に準拠して現在の機体に関する造波抵抗が電子計算機 IBM 7044 を用いて計算された.

尾翼の造波抵抗に関しては線型理論によって計算することは容易であるが, 特に非線型性を考慮したより精密な見積りについては次のような実際的な方法が用いられた. すなわち, 前縁の円弧部* については, 円筒に関する実験結果 (圧力分布) を用い円弧部につづく部分はそれからの Prandtl-Meyer Expansion として理論的に計算したものをを用いることにした. その場合前縁後退角については二次元的補正を考慮した.

シュラウド, 翼取付け金具などに関してはその厚みと軸からの距離との比が小さいことから, すべて子午面内の二次元流として造波抵抗が見積られた. 実際にはそれらの部分は胴体面に沿う境界層内に一部浸っているからこの方法は必ずしも正しい見積りを与えていないであろう. 境界層内に一部浸っていることは主流速度の減少による造波抵抗減とともに, 一方境界層はくりを誘起することによる摩擦抵抗増とにより相殺され得るものと考えられる. またこの部の受持つ抵抗は全速度領域にわたって胴体断面基準で 0.03~0.04 程度であるからこの程度のあらい見積りで十分であろう.

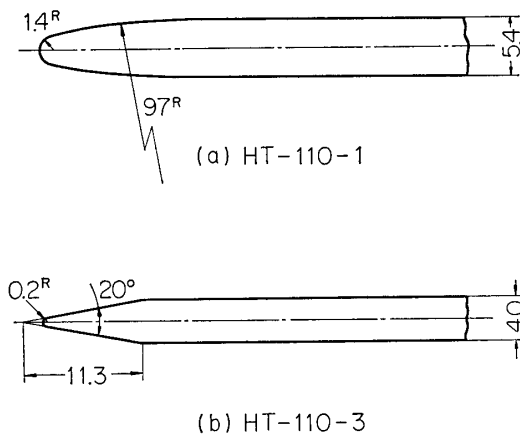
以上一応理論的な根拠をもつ見積りのほか, 最も不明なものとして残されているのは遷音速領域における造波抵抗である. この領域に関しても幾つかの主要な理論的取扱いは確立されているが, 物体の形状による依存性が大きく簡単な形状に対して展開された理論は定量的

* 翼がいかにも薄くても技術的に鋭い前縁でないからその丸みを考慮しなければならない.

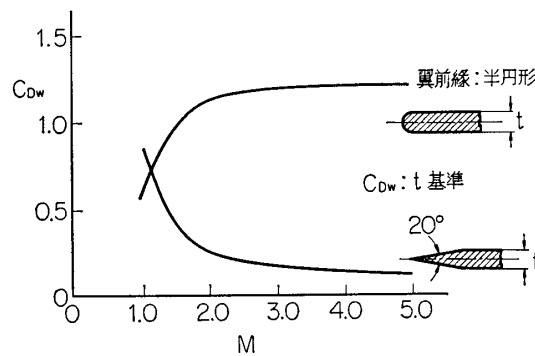
な見積りにほとんど無力な状態と言える。そこで現在の場合、遷音速風洞における実験結果を基礎に造波抵抗を推定することがなされた。事実、遷音速風洞の測定結果に関しては前述の宇宙研誘導式風洞、航技研遷音速風洞の結果はほぼ一致しているが、単純な線型理論の外そうによるものは著しく低い値を示していることが示されている。

以上のように推定された抵抗に対し、実際に軌道高度によってレイノルズ数が変わるため、摩擦抵抗の変化が現われる。そこでまずレイノルズ数 Re を一定値 (たとえば $Re=10^7$) として見積られる摩擦抵抗を用い全抵抗曲線を求め、それにより軌道計算をし、その結果得られる軌道に沿うレイノルズ数変化を考慮して再び全抵抗を計算する。さらにそれに基づいて軌道を計算し順次繰返しを行ない、収斂する結果から最終の抵抗曲線を決定した。実際の取扱いではこの繰返しは数回で十分収斂した。

なお、ここで尾翼断面の前縁形状による造波抵抗の差異を注意したい。この点に関してはすでに 41.1.3 における実験結果 (41.1.3 第 9 図 シュリーレン写真参照) によっても明らかであるが、上述の計算によっても同様その差が現われた。たとえば第 2 図に示すように鋭



第 1 図 尾翼断面形の相違

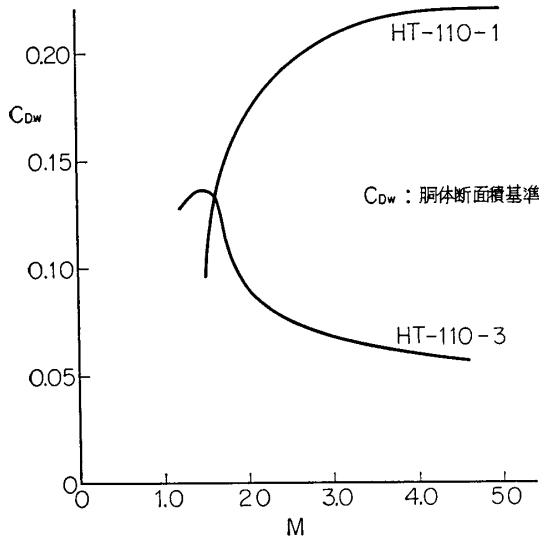


第 2 図 前縁尖鋭度による翼断面造波抵抗係数の差

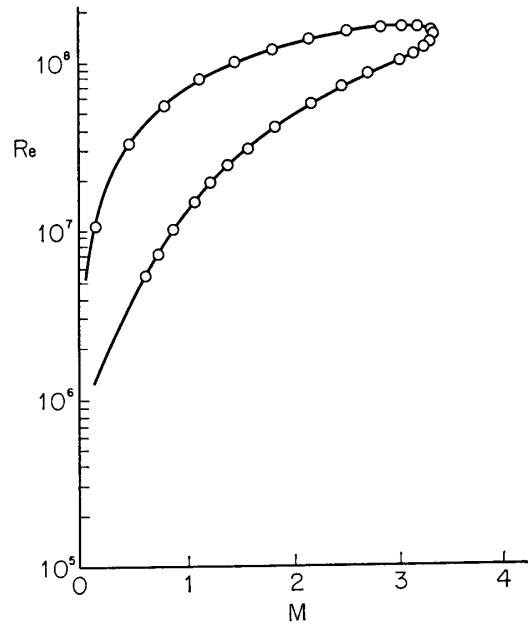
い前縁断面のものと、にぶい前縁断面のものに対する抵抗はかなり特徴的な差異を示すことが知られている [6]。同じ方法を用いて実機について計算すると、HT-110-1 と HT-110-3 の尾翼の造波抵抗 C_{Dw} は第 3 図のようにそれぞれ対照的なふるまいを示す。現在の機体に関しては全抵抗の $M=2$ における増 (減) 0.1 に対して最高到達高度の減 (増) は大よそ 10km 程度と見積られているから尾翼断面による変化のみで HT-110-1 と HT-110-3 の最高到達高度は大よそ 6km 程度異なることになる。

次に、上記の方法を SSR ロケットに適用して計算した結果を示す。まず、第 4 図は抵抗係数と軌道とを組合せて計算し最終的に決定した飛行中のマッハ数とレイノルズ数との関係を示す計算結果の一例である。尾翼前縁の鋭くない HT-110-1 で射角 75 度のときの最大マッハ数は約 3.3 に達する。

第 1 表、第 2 表にそれぞれ HT-110-2 (尾翼前縁鋭角, テレメータ用, アンテナ付き) および HT-110-3 (尾翼前同, レーダ用, アンテナなし) の無揚力抵抗係数の計算値を示して



第 3 図 尾翼の造波抵抗係数



第 4 図 曲線 (HT-110-1, 射角 75 度)

第 1 表 抵抗推算値 (HT-110-2, C_{D0})

燃焼中		M	0.5	0.8	1.0	1.2	1.5	2	3	4
Friction	胴体		0.2580	0.2709	0.2603	0.2371	0.2102	0.1792	0.1415	0.1217
	翼		0.0670	0.0683	0.0686	0.0639	0.0579	0.0509	0.0406	0.0346
Base	胴体		0.0185	0.0191	0.0635	0.0622	0.0580	0.0478	0.0306	0.0210
	翼		0.0916	0.0904	0.1250	0.0690	0.0470	0.0360	0.0180	0.0100
	金具		0.0190	0.0189	0.0282	0.0255	0.0207	0.0141	0.0072	0.0040
Wave (第 3 表)			0.0174	0.0242	0.3206	0.4247	0.3775	0.2848	0.2199	0.1915
アンテナ			0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400
計			0.5385	0.5318	0.9062	0.9224	0.8113	0.6528	0.4978	0.4228
燃焼後		M	0.5	0.8	1.0	1.2	1.5	2	3	4
Friction	胴体		0.3557	0.3403	0.3228	0.2878	0.2524	0.2050	0.1513	0.1217
	翼		0.0744	0.0492	0.0467	0.0541	0.0550	0.0511	0.0419	0.0346
Base	胴体		0.0312	0.0328	0.1225	0.1205	0.1118	0.0920	0.0594	0.0406
	翼		0.1098	0.1015	0.1250	0.0690	0.0470	0.0360	0.0180	0.0100
	金具		0.0233	0.0210	0.0282	0.0255	0.0207	0.0141	0.0072	0.0040
Wave (第 3 表)			0.0174	0.0242	0.3206	0.4247	0.3775	0.2848	0.2199	0.1915
アンテナ			0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400	0.0400
計			0.6518	0.6090	1.0058	1.0216	0.9044	0.7230	0.5395	0.4424

第 2 表 抵抗推算値 (HT-110-3, C_{D0})

燃焼中

M		0.5	0.8	1.0	1.2	1.5	2	3	4
Friction	胴体	0.2681	0.2489	0.2391	0.2179	0.1932	0.1647	0.1300	0.1118
	翼	0.0670	0.0683	0.0686	0.0639	0.0579	0.0509	0.0406	0.0346
Base	胴体	0.0193	0.0199	0.0635	0.0622	0.0580	0.0478	0.0306	0.0210
	翼	0.0909	0.0901	0.1250	0.0690	0.0470	0.0360	0.0180	0.0100
	金具	0.0919	0.0191	0.0282	0.0255	0.0207	0.0141	0.0072	0.0040
Wave (第 3 表)		0.0174	0.0242	0.3206	0.4247	0.3775	0.2848	0.2199	0.1915
計		0.4818	0.4705	0.8450	0.8632	0.7543	0.5983	0.4463	0.3729

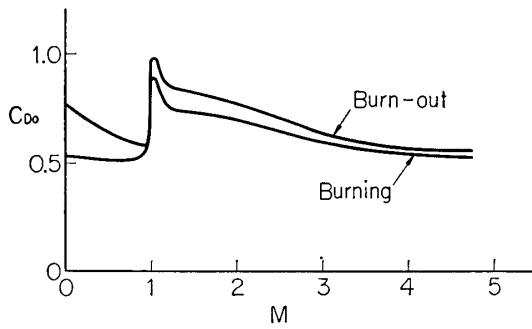
燃焼後

M		0.5	0.8	1.0	1.2	1.5	2	3	4
Friction	胴体	0.3268	0.3126	0.2964	0.2643	0.2319	0.1883	0.1406	0.1118
	翼	0.0744	0.0492	0.0647	0.0541	0.0550	0.0511	0.0419	0.0346
Base	胴体	0.0325	0.0341	0.1225	0.1205	0.1118	0.0920	0.0594	0.0406
	翼	0.1116	0.1017	0.1250	0.0690	0.0470	0.0360	0.0180	0.0100
	金具	0.0240	0.0216	0.0282	0.0255	0.0207	0.0141	0.0072	0.0040
Wave (第 3 表)		0.0174	0.0242	0.3206	0.4247	0.3775	0.2848	0.2199	0.1915
計		0.5867	0.5434	0.9394	0.9581	0.8439	0.6663	0.4870	0.3925

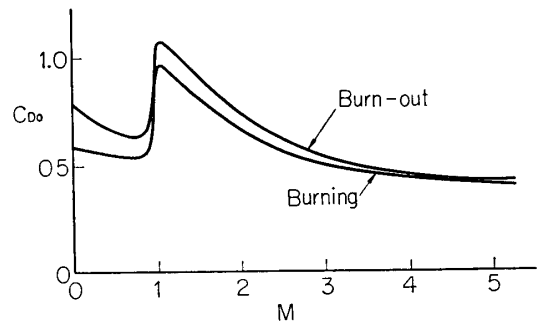
第 3 表 造波抵抗詳細 (含 pressure drag)

M		0.5	0.8	1.0	1.2	1.5	2	3	4
ノーズ		0	0	0.0940	0.1082	0.0924	0.0828	0.0752	0.0726
ポートテイル		0	0.0055	0.1312	0.1013	0.0738	0.0478	0.0330	0.0216
シュラウド		0.0120	0.0125	0.0290	0.0284	0.0272	0.0242	0.0175	0.0125
翼		0	0	0	0.1275	0.1330	0.0890	0.0680	0.0592
金具		0.0054	0.0062	0.0664	0.0593	0.0511	0.0410	0.0262	0.0211
計		0.0174	0.0242	0.3206	0.4247	0.3775	0.2848	0.2199	0.1915

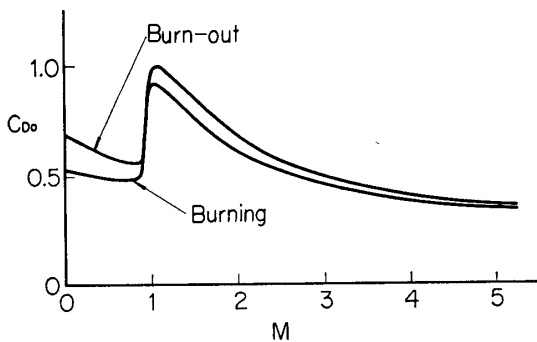
ある。全抵抗は各種抵抗の和として決定される。この表から抵抗に関する各部の分担割合が明瞭となる。これらの表のうち、造波抵抗についてはさらに詳細な分担を第 3 表に示した。尾翼前縁の鋭くない HT-110-1 (レーダ用, アンテナなし) の抵抗係数は、第 2 表の値に、第 3 図の二つの曲線の差を加えたものとなる。第 5, 6, 7 図は、それぞれ HT-110-1, -2, -3 のマッハ数と無揚力抵抗係数 (計算値) との関係を図示したものであり、第 8 図は尾翼前縁の鋭鈍の影響を示すため、HT-110-1 と HT-110-3 との抵抗曲線 (いずれも燃焼後) を比較したものである。



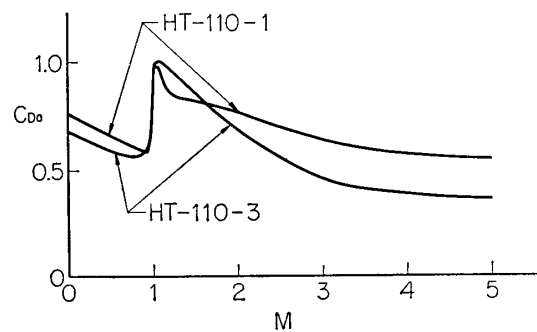
第5図 無揚力抵抗係数 (HT-110-1)



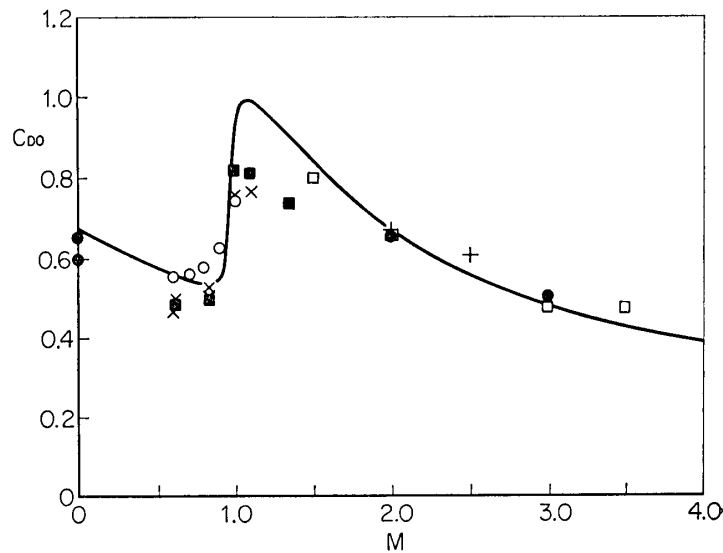
第6図 無揚力抵抗係数 (HT-110-2)



第7図 無揚力抵抗係数 (HT-110-3)



第8図 全機抵抗係数の比較



— HT-110-3の計算値(燃焼後)

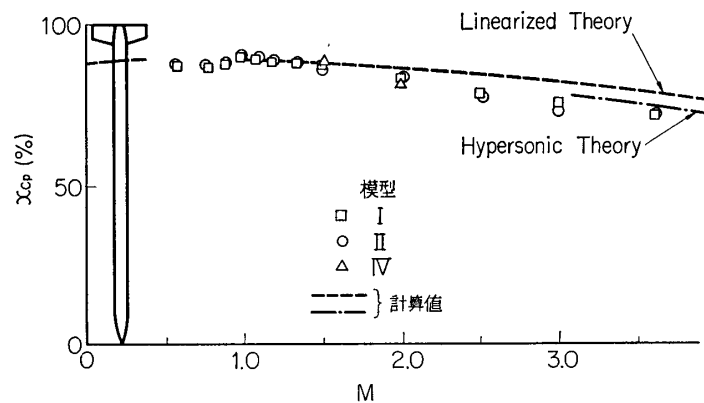
- | | | | |
|-----|---|----------|------------|
| 実験値 | ● | 宇宙研低速風洞 | L/D = 30.0 |
| | ○ | 遷音速風洞 | 13.4 |
| | ● | 超音速風洞 | 13.4 |
| | × | 航技研遷音速風洞 | 28.1 |
| | ■ | " | 25.4 |
| | □ | 超音速風洞 | 25.4 |
| + | " | 25.8 | |

第9図 抵抗係数の計算値と実験値の比較

第 9 図は、このようにして行なった抵抗係数の計算値を風洞実験結果と比較したものである。実験に使用した風洞は 5 基におよび、試験期間も長く、また高速風洞では実機ほど大きい L/D の模型を使うことはできないことなどの理由で、計算値と実験値は必ずしも直接に比較できないが、第 9 図には HT-110-3 について計算した C_{D0} を実線で示し、 L/D の比較的大きい模型についての実験値を各種のマークで示した。正確な比較という意味では L/D やレイノルズ数に関する補正が必要であるが、あらい実用的観点から言えば、計算と実験との一致は大体良好ということができよう。なお、ここに示した実験値のうち、航技研関係のものには底面抵抗が含まれていない点に注意しておく。

2. その他の空力特性

ロケット自体の運動に関して風圧中心 X_{cp} 、垂直力傾斜 C_{Na} 、ピッチング・モーメント傾斜 C_{ma} などが重要な量である。これらを理論的に求める手段としていわゆる線型化理論と高超音速領域において有効なニュートン流理論などがある。線型化理論に関しては、たとえば Supersonic Hybrid Theory[9]、その他 Second-Order Shock-Expansion 法[5]などがあり、さらに翼胴体干渉を考慮した翼および胴体について文献[10]などがあり、風洞試験との比較において一応よい見積りを与えることが前出の実験結果の節において示されている。たとえば x_{cp} に関して 4.1.3 の第 5 図の結果が線型理論 [13], [14], [15] およびニュートン理論により計算された値と比較して第 10 図に示されているが、全領域においてかなりよい一致を示していることが見られる。



第 10 図 圧力中心位置のマッハ数による変化 (百分比表示)

C_{Na} , C_{ma} についても同様、前出の風洞試験と比較して理論計算の結果が載せられているが、大よそ一致した結果を示していることが見られる。したがって、 x_{cp} , C_{Na} , C_{ma} などの理論の見積りは風洞試験結果とともによい見積りを与えるものと言える。なお、風洞試験の結果から半経験的にそれらの特性値を見出す方法はたとえば[16]などがある。

以上軌道、安定に関する空力特性に関する推算の根拠およびそれらの実験結果との比較がなされ、多少の問題点について検討が加えられた。(小口・小早川・酒井)

参 考 文 献

- [1] H. Schlichting. : Boundary Layer Theory, Pergamon Press, 1955.
- [2] S. F. Hoerner. : Fluid-Dynamic Drag, Published by the Author, 1958.
- [3] W. E. Stoney, Jr. : Collection of Zero-Lift Drag Data on Bodies of Revolution from Free-Flight Investigations, NACA TN 4201, 1958.
- [4] M. D. Van Dyke. : Practical Calculation of Second-Order Supersonic Flow past Nonlifting Bodies of Revolution, NACA TN 2744, 1952.
- [5] C. A. Syvertson and O. H. Dennis. : A Second-Order Shock-Expansion Method Applicable to Bodies of Revolution near Zero Lift, NACA TN 3527, 1956.
- [6] G. G. Chernnyli. . Introduction to Hypersonic Flow, (Translated by Probstein), Academic Press, New York, 1961.
- [7] F. E. Gowen and E. W. Perkins. : Drag of Circular Cylinders for a Wide Range of Reynolds Numbers and Mach Numbers, NACA TN 2960, 1953.
- [8] Roy. Aero. Soc. : Data Sheets (Aerodynamics).
- [9] M. D. Van Dyke. : First-and Second-Order Theory of Supersonic Flow past Bodies of Revolution, J. A. S., March, 1951.
- [10] W. C. Pitts, J. N. Nielson and E. Kaattari. : Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic and Supersonic Speed, NACA TR 1307, 1957.
- [11] M. W. Rubesin, R. C. Maydew and S. A. Varga. : An Analytical and Experimental Investigation of the Skin Friction of the Turbulent Boundary Layer on a Flat Plate at Supersonic Speeds, NACA TN 2305, 1951.
- [12] NASA, USAF and USWB, US Standard Atmosphere, 1962.
- [13] H. R. Lawrence. : The Aerodynamic Characteristics of Low Aspect Ratio Wing-Body Combinations in Steady Subsonic Flow, Jour. Aero. Sci., Vol. 20, No. 8, 1953.
- [14] I. R. Spreiter. : The Aerodynamic Forces on Slender Plane-and Cruciform Wing and Body Combinations, NACA TR-962, 1950.
- [15] G. K. Morikawa. : Supersonic Wing-Body Lift, Jour. Aero. Sci., Vol. 18, No. 2, 1951.
- [16] 三菱社内報告, NW-3534, 1966.