

UDC 533.682:
533.694:
629.735

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-294

ジェットフラップをもつ高揚力機の地面効果

遠藤 浩・高橋 宏
中谷輝臣・綿貫忠晴

1972年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-275	高度制御試験設備 Height Control Test Equipment for VTOL Aircraft	1972年2月	松西吉岩 木尾田吉 正健 勝二晃柱 勝二晃柱 鳥遠中武 崎藤山武 忠征 雄紀 晋己威
TR-276	フライングテストベッド機体総合実験 —エンジンを除く本体の機能— Overall Ground Experiments on Flying Test Bed for VTOL Aircrafts at National Aerospace Laboratory	1972年2月	滝澤藤西 澤谷枝村 直昭 人義 田小 辺小 義敏 一雄 夫幸
TR-277	円環状デフューザの乱流境界層の発達 Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage	1972年2月	藤井昭一 西脇英夫 Theodore H. OKIISHI 五味光男
TR-278T	Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage	Feb. 1972	Shoichi FUJII Theodore H. OKIISHI
TR-279	直線硬化特性材料での有孔帯板内の応力およびひずみの集中係数について Stress and Strain Concentration Factor of Strips with a Central Circular Hole in Linearly Strain-Hardening Materials	1972年2月	青木由雄 小林芳人 倉元真実 国尾武
TR-280	ガンタンネルによる鈍頭円錐の極超音速空力特性試験 Experimental Study on the Hypersonic Aerodynamic Characteristics of Spherically Blunted Cones by the Gun Tunnel	1972年5月	曾我国男 小野寺信幸
TR-281	ジェットエンジンのデジタル制御 (1) 装置および予備実験 Digital Control of Jet Engines (1) Control System and Preliminary Experiments	1972年7月	西尾健二 杉山七 大畑敏美 吉田晃 遠越七 藤沼威 松田幸 中山 晋 紀威 雄
TR-282	高温タービン試験設備およびその計測装置 On the High Temperature Turbine Test Facilities and the Data Processing System	1972年6月	原動機部
TR-283	エンジン特性の実時間シミュレーション(I) (装置および特性) Real-time Simulation of Jet Engines with Digital Computer (I) (Fabrication and Characteristics of the Simulator)	1972年7月	西尾健二 越沼威 大畑敏美 杉山七 橋本武 市川英 夫
TR-284	高 dn 値における玉軸受の性能に関する研究 Study on Performance of Ball Bearings at High dn Values	1972年5月	宮川行雄 横山正幸 関勝美
TR-285	高温固体潤滑剤としての一酸化鉛 (PbO) に関する基礎的研究 Study on Lead Monoxide as Solid Lubricant for High Temperatures	1972年5月	宮川行雄 安部 亘 西村 允
TR-286T	An Investigation of Secondary Injection Thrust Vector Control	May, 1972	Tatsuo YAMANAKA
TR-287	内面加熱を受ける中空円筒の非定常熱応力 Transient Thermal Stresses of the Hollow Cylinder Subjected Uniform Inner Heating	1972年5月	江川幸一 竹中幸彦
TR-288	低アスペクト比後退角片持平板翼の遷音速および超音速のフラッタ特性 The Transonic and Supersonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio Sweptback Thin Cantilerer	1972年5月	中井暎一 菊地孝男 東久保正年 森田甫之 高橋 実

目 次

1. はしがき	2
2. 模型と実験装置	2
2.1 模型	2
2.2 天秤	2
2.3 空気配管	5
2.4 空気接手	5
2.5 ムービングベルト装置	8
3. 吹出運動量係数の決定法	10
4. 測定値の修正	11
5. 実験結果	12
5.1 高揚力特性	12
5.2 揚力の地面効果	12
5.3 縦揺れモーメントの地面効果	15
5.4 抗力の地面効果	16
6. 揚力線理論による地面効果の推定	17
6.1 揚力	17
6.2 縦揺れモーメント	18
6.3 抗力	18
7. 地面効果理論に関する二、三の考察	19
8. ムービングベルトの必要性	19
9. 結 語	20

ジェットフラップをもつ高揚力機の地面効果*

速藤 浩**・高橋 宏**
中谷輝臣**・綿貫忠晴**

Effect of Ground Proximity on the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of an Airplane with a Jet-Flapped High Lift Wing

By Hiroshi ENDO, Hiroshi TAKAHASHI, Teruomi NAKAYA
and Tadaharu WATANUKI

The effect of ground proximity on the lift, drag and pitching moment of an airplane equipped with a jet-flapped rectangular wing was investigated experimentally with the use of a moving-belt technique in the 6M low-speed wind tunnel of NAL.

The maximum value of blowing momentum coefficient C_{μ} was 0.1, which was large enough to produce supercirculation around the wing.

It is found that ground effect is more pronounced in pitching moment, as well as in drag, than in lift, and also that the ground effect on the pitching moment is due to suppression by ground proximity of the downwash at the tail, which otherwise generates positive pitching moment on the tail and nearly cancels the negative moment developed on the wing due to jet blowing.

Evidence is given that the lift due to jet blowing is accompanied with stronger downwash at the tail, therefore causing stronger ground effect on the pitching moment than the lift due to flap deflection.

記 号		
a_D	岐点音速	h 機体の高度
A	縦横比	h_T 水平尾翼の高度
b	翼幅	J 吹出運動量流束
b_{eff}	実効翼幅	m 吹出空気流量 (重力単位)
b_f	フラップ幅	n モーメント基準点の座標
c	主翼弦長	p 静圧
C_D	抗力係数	p_0 大気圧
C_{Di}	誘導抗力係数	p_D 吹出空気岐点圧
C_L	揚力係数	q_0 一般流動圧
C_M	縦揺れモーメント係数	S 翼面積
C_{μ}	吹出運動量係数	$S' = cb_f$
$C_{\mu i}$	等エントロピー的 C_{μ}	t ノズルスリット半幅
e	airplane efficiency factor	T_D 吹出空気岐点温度
		u_{max} 吹出口断面最大速度
		\bar{u}_{max} u_{max} のスパン平均
		\bar{u}_{max}^2 u_{max}^2 のスパン平均
		v_j 等エントロピー吹出速度

* 昭和 47 年 6 月 15 日受付

** 空気力学第二部

x_{ac}	空力中心の座標
X	軸力
Y	横力
Z	垂直力
α	迎角
γ	断熱常数
δ_f	フラップ角
ε	吹下し角
η	吹出運動量の粘性損失係数
μ	粘性係数
ρ_j	ジェットの密度

添字

W	主翼に関する量を示す
T	水平尾翼に関する量を示す
G	地面効果に関係する量を示す

1. はしがき

航空機は長距離旅客輸送の分野では圧倒的な優位を占めるに至ったが、近年、比較的短距離の都市間交通においてもその役割はますます重要性を加えつつある。この分野における航空機の効率的な運用を可能にするためには、短距離離着陸性能の向上は必須の条件で、これは今日の空気力学の重要課題になっている。

主翼の揚力を高める手段として、従来、機械的フラップが有効に利用されてきたし、今後とも改良が加えられるであろうが、その揚力増加には限度がある。最近の傾向として、推進用エネルギーの一部を利用して翼のまわりの流れに能動的に作用して、翼の揚力を高める行き方、いわゆる powered lift の考えが、様々な形で試みられて来ている。その中でジェットフラップは最も早くから研究され、実用化されていて、揚力機構として技術的にはすでに確立された段階にある。しかし、この機構を備えた機体の離着陸時の安定性操縦性などの運用面では、まだ問題は完全に解決されたとはいえない。

この研究の目的は、フラップの後縁から高速のジェット層が吹き出されて流体フラップとして働き、その結果、翼のまわりに、いわゆる超循環が発生している状態で、地面の接近が機体の安定や性能に及ぼす効果を、風洞実験によって明らかにすることである。このような状況下では、ジェットが地面に衝突し、翼の下方の流れを阻塞する結果、機体の周囲の流れ場は著しい変形を受け、これは揚力面に作用する空気力に影響を及ぼすことが予想される。

風洞実験で地面を模擬するための地面板としては一

般風速と同じ速度で運動するエンドレスベルト (moving-belt ground board) を使用して、境界層の影響を除いた。また、高圧の吹出空気を模型に供給するとき、配管の剛性によって模型に余計な力が加わるのを避けるため、空気ベアリングとゴムクッションを併用した無接触空気接手を開発して使用し、好結果を得た。

2. 模型と実験装置

2.1 模型

これはさきに動安定試験用に製作した FA-200 改機の 1/3 縮小模型¹⁾を改造したものである (図 1)。胴体中央部の鉄製枠組を心に、外板として FRP、整形・補強材として木と発泡プラスチックを用いて作った主翼、胴体、尾翼などを、一体に組み上げたものである。主翼の内部は桁以外は空洞になっていて、これが吹出し空気のタンクとして利用された (図 2)。翼のシュラウド部の先端に真鍮製のノズルをフラップの全幅に対して取りつけた。模型外から主翼の空洞へ送り込まれた圧縮空気は、ノズルにつながる空気溜めへ片側 4 本のパイプを通して導かれ、ノズルを通して幅 0.4 ± 0.03 mm のスリットからフラップの上面に吹き出される。スリットは 50 mm おきに 5 mm 幅のスペーサによって補強された。ノズルの下唇とフラップ上面の隙間は、フラップ角を 60° まで下げても僅少であった。

高揚力時の翼前線部からの流れの剥れを防ぐため、前縁スラットが翼幅全体にわたって取り付けられた。スラットの形状と配置は、さきに広末ほか²⁾が吸込みによる FA-200 改機の高揚力化を試みたとき取りつけたものと同様である。

模型にはプロペラと脚は取り付けなかった。その諸元を表 1 に掲げる。

2.2 天秤

使用した天秤は当研究所で開発された、模型内蔵型六分力天秤である³⁾。この天秤は垂直力と横力はそれぞれ前後一對の門型フレーム受感素子で受け、前後の素子の出力の和と差から、それぞれ力とモーメントを算出する方式のものである。軸力は別個の門型フレームで受け、ローリングモーメントは垂直力受感素子の左右の出力の差から求まる。

天秤の各成分の容量は、次の通りである。

垂直力	290 kg	縦揺れモーメント	47.85 kg
横力	70 kg	横揺れモーメント	11.6 kg·m
軸力	45 kg	偏揺れモーメント	7 kg·m

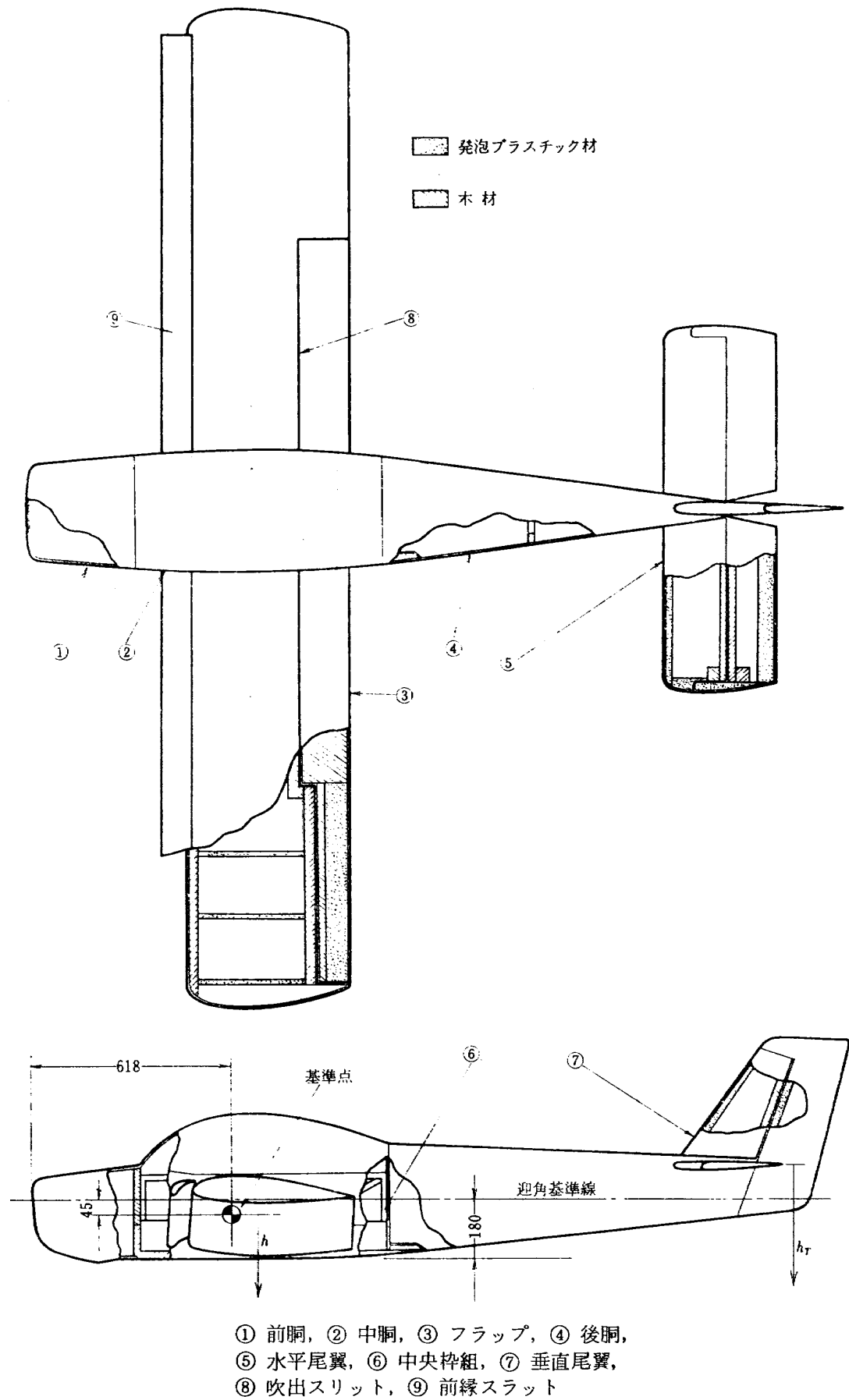


図 1 模 型

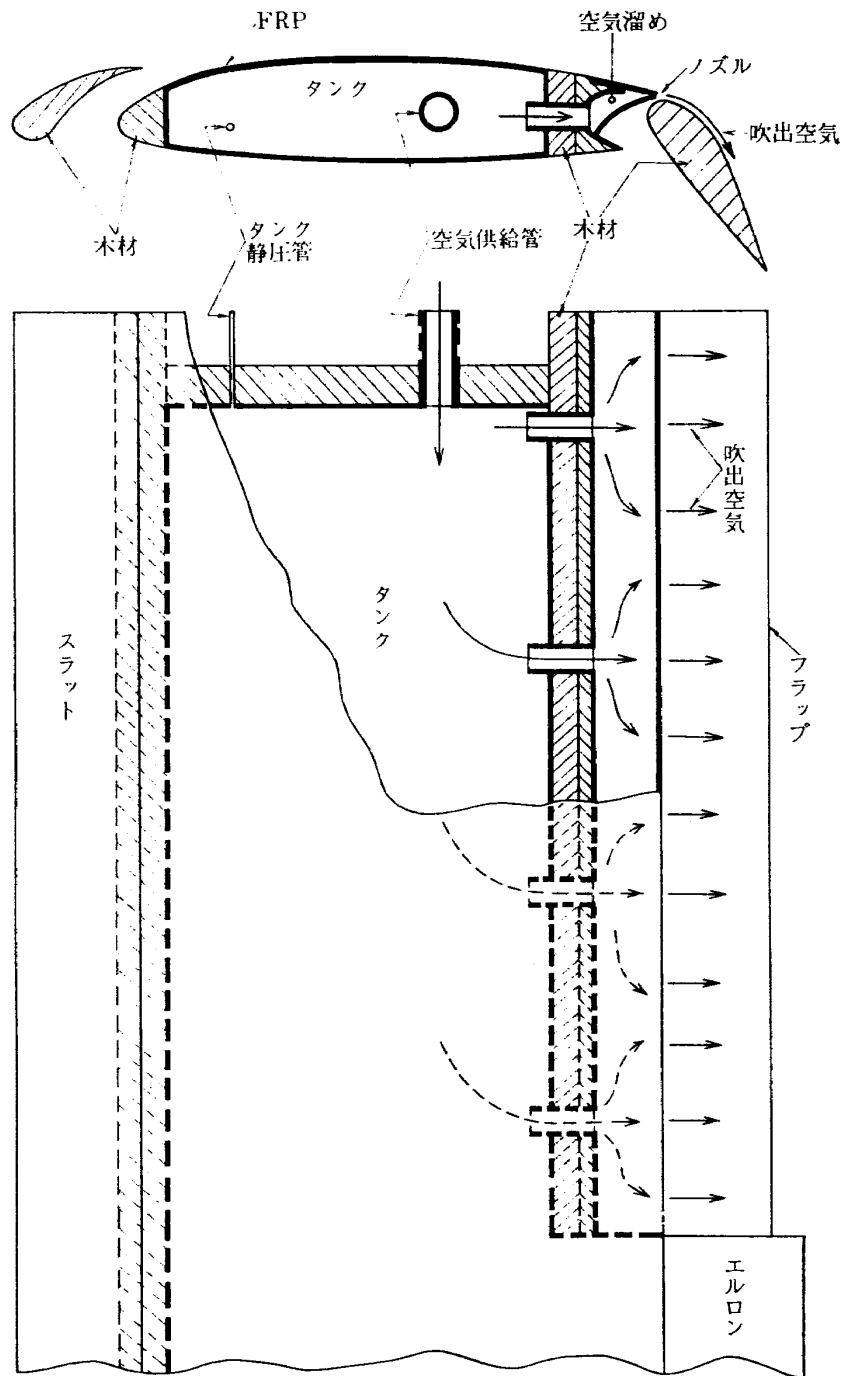


図 2 吹出翼の構造

表 1 模型空力諸元

項	目	寸 度	備 考	
主	翼 幅	m	3.14	
	弦 長	m	0.5083	
	空力平均翼弦長	m	0.5083	
	面積 (胴体部を含む)	m ²	1.556	
	アスペクト比 (胴体部分を含む)		6.34	
	上反角	度	7	
	取付角	度	2.5	
翼	振り下げ	度	0	
	翼 型		U-615M	
補助翼	翼 幅	m	0.638	片翼幅
	翼弦長	m	0.0987	
	面積 (一対)	m ²	0.125	
フラップ	型 式		plain flap	片翼幅
	翼 幅	m	0.6723	
	弦 長	m	0.153	
	面積 (一対)	m ²	0.2082	
水平尾翼	翼 幅	m	1.155	
	弦 長	m	0.3443	
	面 積	m ²	0.3685	
	アスペクト比		3.62	
	上反角	度	0	
	取付角	度	0	
	昇防舵弦長	m	0.1483	
翼	昇降舵面積 (一対)	m ²	0.1552	
	尾翼容積 $S_t \cdot l_t / S_c$		0.678	
垂直尾翼	面 積	m ²	0.1662	
	方向舵面積	m ²	0.099	
	尾翼容積 $S_v \cdot l_v / S_b$		0.054	
胴体	最大断面高さ	m	0.4463	
	最大断面幅	m	0.3686	
	全 長	m	2.520	

2.3 空気配管

主翼からジェットフラップとして吹き出される最大流量 0.6 kg/sec の空気は、風胴外の高圧貯気槽から供給した。そのための空気供給系統を図3に示した。先ず 20 気圧の高圧貯気槽からの乾燥空気を主減圧弁で 3~5 気圧に減圧して定圧に制御してヘッダーに送り込んだ。そこからさらに補助減圧弁を通った空気は、模型支柱に添わせたエスロン管と、その先から2本に分岐した蛇腹ホースによって模型内に導かれ、空気接手の一次側につながる。この蛇腹ホースは螺旋

形の鋼線をビニルで被覆したもので、模型迎角の変更につれて容易に伸縮する。接手の二次側からは別の蛇腹ホースによって空気が翼根部から翼の内部へと送り込まれる。翼内のタンクの静圧は、実験に C_p を設定するためのパラメータとして用いられ、補助減圧弁の手動操作によって0から 0.12 気圧の範囲で変えられた。吹出空気流量は配管の途中にあらかじめ検定したオリフィスを挿入して、その差圧から計算した。

他方、ヘッダーから別の圧力制御装置によって 1.5 気圧に定圧制御された空気が、細いビニール管によって空気接手の空気ベアリング用クッション圧として供給された。このクッション空気は一部は模型の内部から風洞気流中へ洩出し、他は吹出空気と合流するが、その量は合計して高々 0.1 l/sec 程度であって、機体周囲の流れに影響したり、吹出量に誤差を持たせおそれはない。

2.4 空気接手

吹き出し用の圧縮空気を模型に送り込むとき、配管系の剛性のため模型に余計な力が加わり、空気力の測定精度を損なうおそれがある。これを避けるため様々な工夫がなされているが、そのうちでも最も干渉の少ない装置の原理は図4に示すようなもので、その特徴は支持側 (一次側) 配管と模型側 (二次側) 配管が剛につながらず、狭いスリットによって絶縁されていることである。ここを通過して圧縮空気が高速で外へ流れ出しているため、空気クッション作用によって両側の管路は接触しない。この型の空気接手の不便な点は自由度が限られていることで、図4の場合は軸まわりの回転だけである。したがって模型に対する天秤の取り付けの精度が要求され、また、天秤の撓みが大きいと両側が接触して測定精度を著るしく損なう。同じ原理のものをいくつか組み合わせれば多自由度の測定ができるが、構造が複雑になり大きくなるので、模型に内蔵して使用するには適しない。

われわれはこのような欠点を除き、簡単ななおかつ多自由度の干渉を除去し得る空気接手を開発した。図5はその見取図で、図6はその軸を通る断面図である。図5でみると、上方から吊り下げられた模型支柱に鉄製枠が取り付けられ、これが天秤支持部と空気配管の一次側のベースとなる。天秤は支持部を前方にして水平に取り付けられ、その左右に間隙を置いて一次側の箱型ダクトが鉄枠に取り付けられる。ダクトを箱型にしたのは模型の模幅が制限されているため平たくしたからである。一次側箱型ダクトの側面にあけられ

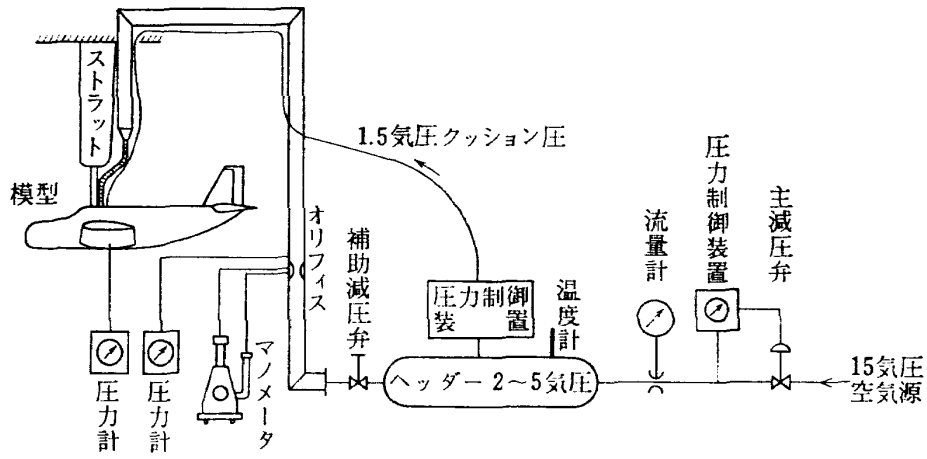


図 3 空気配管系統図

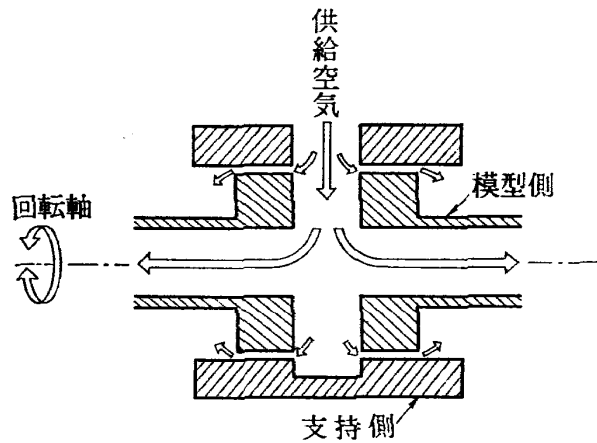


図 4 エアベアリング式空気接手の原理

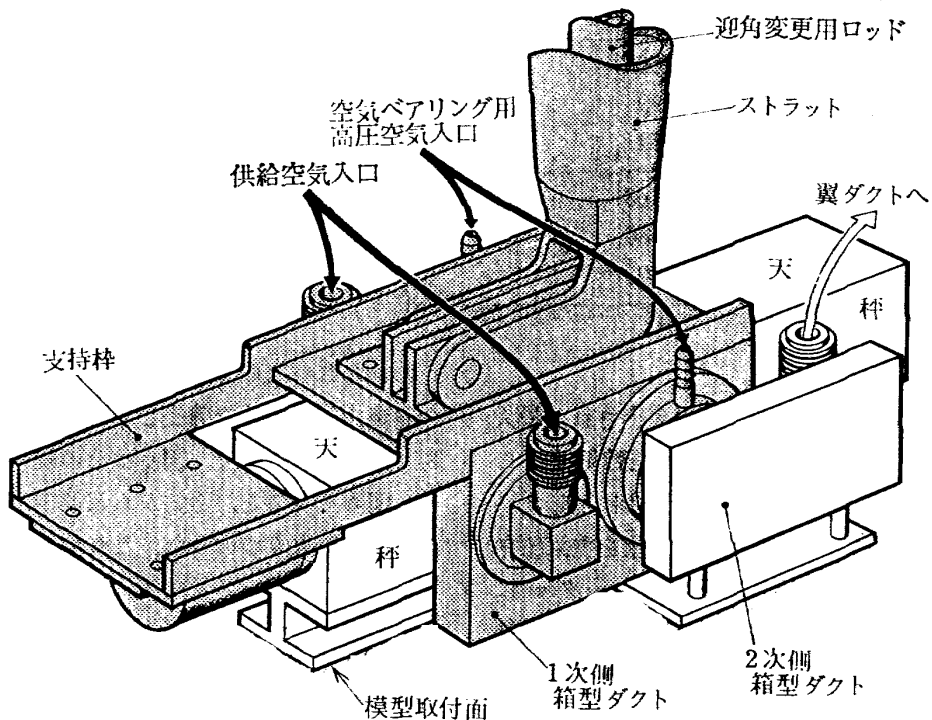


図 5 空気接手配置見取図 (陰影部分は支持側)

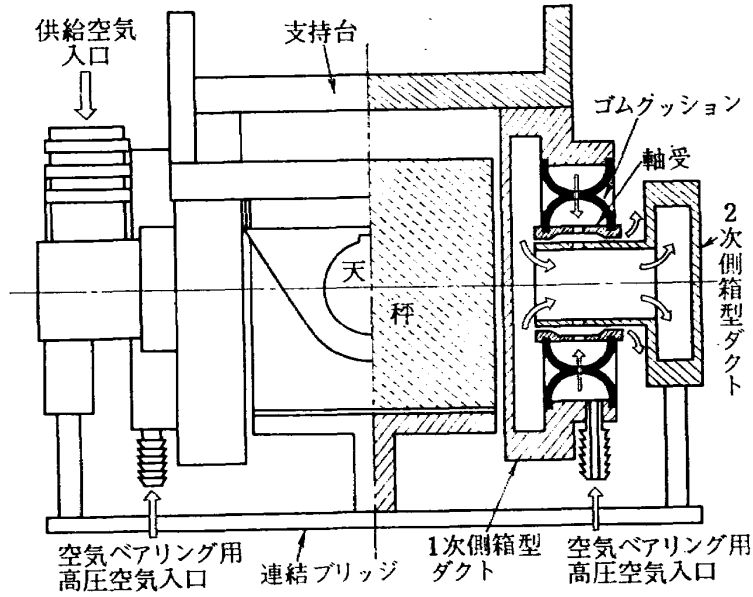


図 6 空気接手の構造

た軸受孔に回転軸が外側からさし込まれる。軸のまわりの隙間は 0.02 mm である。左右一対の回転軸は連結ブリッジによって一体となっている。このブリッジは模型側に固定した方が干渉が少ない。なぜなら、これがフリーであると二次側ホースが圧力で伸縮するとき多少の反力が天秤に加わるからである。

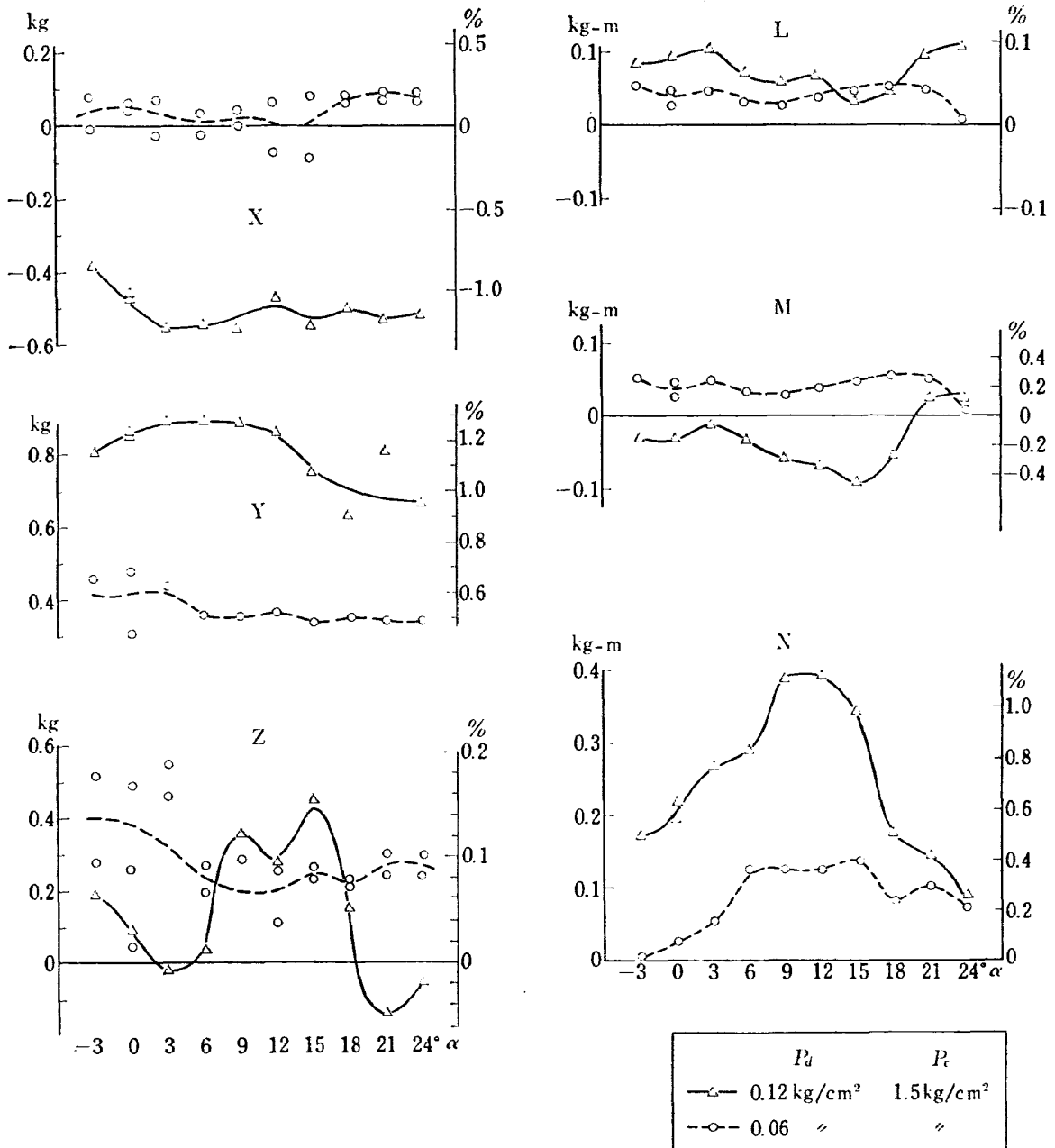
この接手の特色は空気ベアリングとゴムクッションの併用にある。図6の断面図でみる通り、軸受はさらに中空のゴム製の軸受台の上に乗っている。この中空の部分にはクッション空気 (1.5 気圧) の通路になっている。軸が前後、上下方向に大きく変位したとしても、ゴム軸受台がそれにしたがって変形するため一次側と二次側の接触は避けられ、ゴムの撓みによる反力 (干渉) も僅かである。

この接手を使用した場合の天秤との干渉は、軸のまわりのクッション圧の不均一と、左右の接手から模型に流れ込む運動量流束の非対称性のために生じる。この干渉量の実測値を図7に示した。これは無風状態で模型の迎角が $-3^{\circ} \sim 24^{\circ}$ の範囲での天秤出力から模型の自重による風袋 (static tare) とジェットの反力を差引いたものである。縦軸は左側に干渉量を、右側には天秤容量に対する百分率を示した。図からわかるように、垂直力 Z 、縦揺れモーメント M および横揺れモーメント L では 0.1% 程度、軸力 X 、横力 Y 、偏揺れモーメント N では 1% 程度であった。これは空気力が加わっていない状態での結果であるが、空気力を模擬するため既知の負荷を模型に加えて干渉を測定した結果を表2に示す。ただし、模型の迎角は

表 2 空気配管系と天秤の干渉

	負 荷	出 力	差	差 天秤容量
垂直力 N (単位 kg)	10	9.87	0.13	0.05%
	20	19.76	0.24	0.08
	30	29.74	0.26	0.09
	40	39.70	0.30	0.10
	50	49.46	0.54	0.19
	60	59.46	0.54	0.19
軸力 X (単位 kg)	5.26	5.19	0.07	0.16%
	10.26	10.14	0.12	0.27
	15.26	15.11	0.15	0.33
	20.26	20.06	0.20	0.44
	25.26	25.01	0.25	0.55
	30.26	29.95	0.31	0.69
縦揺れモーメント M (単位 kg·m)	-23.04	-23.10	-0.06	-0.13%
	-15.49	-15.49	0	0
	-7.94	-7.94	0.02	0.04
	3.02	3.04	-0.02	-0.04
	6.04	6.07	-0.03	-0.04
	9.06	9.13	-0.07	-0.06
縦揺れモーメント M (単位 kg·m)	12.08	12.33	-0.25	-0.15
	15.10	15.22	-0.12	-0.52
	18.12	18.26	-0.14	-0.29

0° 一定とし、また、縦の分力についてのみ測定した。この表からわかるように、横型に加えられた力 (あるいはモーメント) は歪曲されずに天秤に加えられており、空気配管との干渉は無視できる。



P_d —ジェット岐点圧
 P_c —クッション圧

図 7 天秤と空気継手の干渉 (6 分力)

2.5 ムービングベルト装置

風洞実験で固定地面板を用いて地面効果を測定すると、板の上に境界層ができて、自然の滑走路の条件を完全に再現できない。これを防ぐには一般流速度（飛行速度）と同じ速度で運動する地面板を使用すればよい。これはエンドレスのゴムベルトを利用すれば実現できる。航技研大型低速風洞に付属するこの種の装置（ムービングベルト装置）の詳細は、参考文献 4）に報告されているので、ここではごく概略を説明するにとどめる。

風洞測定部は自由壁とし、模型は上方からストラットで支持される。模型の高度を変えるにはベルトを昇降台によって上下させる。その変化範囲は風洞中心から下方に 0.3~2.6 m である。

ベルトの幅は 4.2 m で、前後 2 本のローラにエンドレスに巻きつけ、前方のローラを電動機で駆動する。地面板として働くベルトの有効長さは 3 m である。ベルトの速度はパルスジェネレータで検出し、それが測定部の風速に一致するよう駆動電動機の回転数を制御した。

この方式のムービングベルト装置は、ベルトとその支持台が測定部の気流内にせり上って来るため、模型位置で速度の増加と吹き上げが生じる。動圧の増加は3~5%で、吹き上げ角は1~2°であるが、ベルトの上下位置によって、また、主翼と尾翼の位置では異なる。このため、次節で述べるような修正が必要である。

試験風速はムービングベルトの安定な運動速度の上

限(約 20 m/s)と測定部風速の制御可触な下限(約 15 m/s)の間に限定され、選択の余地は少ない。この実験では風速は 17 m/s 一定にとられた。翼弦長基準レイノルズ数は 5.4×10^5 であった。

実験時のムービングベルトおよび模型の状況を撮影したのが図8である。また、その立面図と平面図を図9に示した。

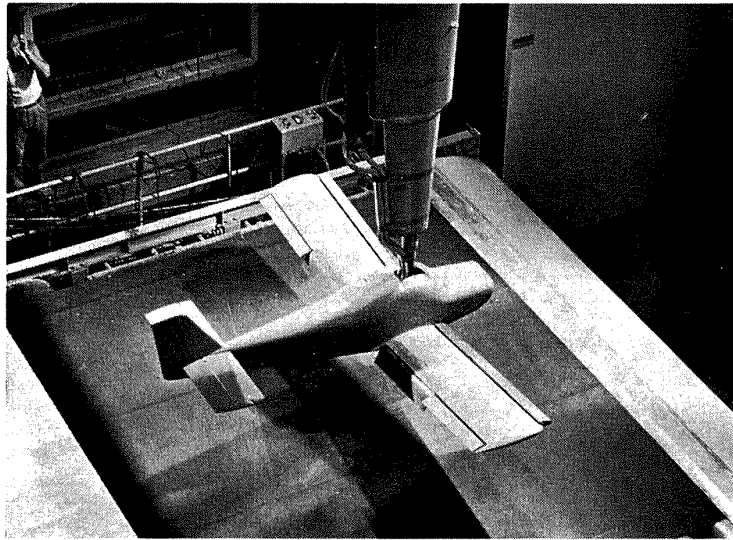


図 8 実験中の測定部の写真

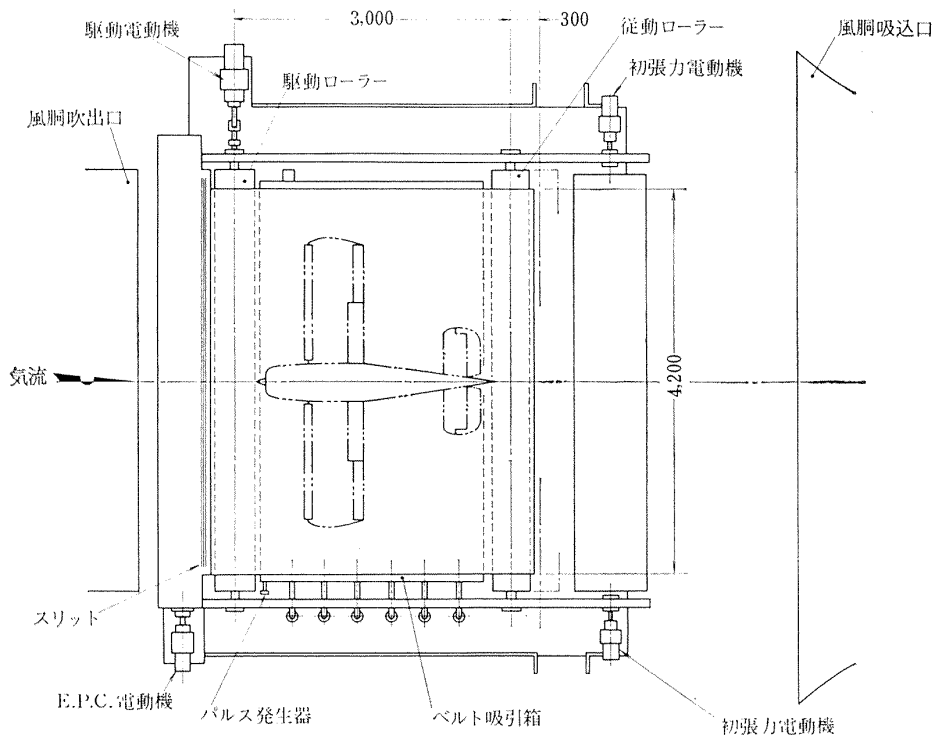


図 9 ムービングベルト装置 (平面図)

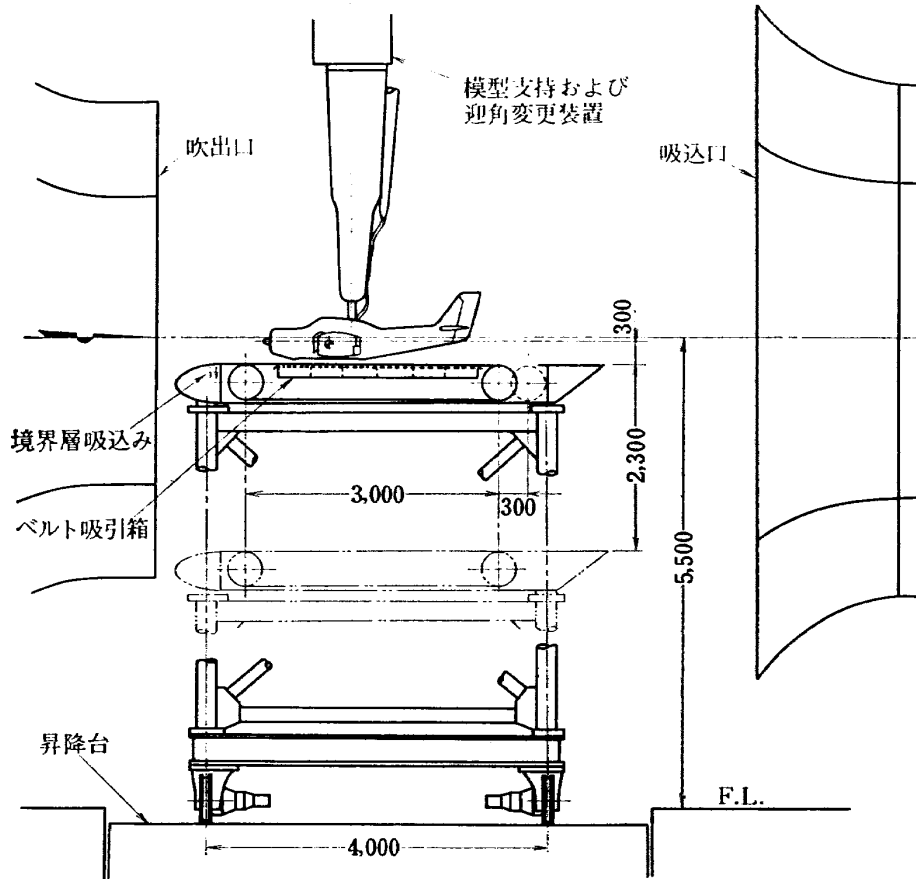


図 9 つづき (立面図)

3. 吹出運動量係数の決定法

ジェットフラップ翼の高揚力特性を支配する最も重要なパラメータは、ジェット運動量係数 C_μ である。ジェットが等エントロピー的に吹き出すと仮定した場合の C_μ (isentropic jet momentum coefficient $C_{\mu i}$) は

$$C_{\mu i} = \frac{(m/g)v_j}{q_0 S'} \quad (1)$$

と表わされる。ここで、

$$v_j = a_D \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ 1 - \left(\frac{p_0}{p_D} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right\}} \quad (2)$$

$$a_D = 331.45 \sqrt{T_D/273.2} \text{ (m/s)} \quad (3)$$

実際には吹出速度は粘性の効果のため、上式で計算された v_j とは異なる。ノズルは幅が 0.4 mm で長さが約 10 mm の平行部をもつ絞り比が極めて大きな 2次元ノズルであるから、吹出口の速度分布はポアゼイユ型に近い。それでこれを 2平板間の層流の解

$$u = u_{\max}(1 - y^2/t^2) \quad (4)$$

と仮定すると、流量と運動量流束はそれぞれ次式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{m}{g} &= \frac{4}{3} \rho_j \bar{u}_{\max} b_{jt} \\ J &= \int_0^{b_j} dl \int_{-t}^t \rho_j u^2 dy = \frac{16}{15} \rho_j \bar{u}_{\max}^2 b_{jt} \\ &= \frac{4}{5} \frac{m}{g} \frac{\bar{u}_{\max}^2}{\bar{u}_{\max}} \end{aligned} \right\} (5)$$

ここで \bar{u}_{\max} と \bar{u}_{\max}^2 は断面最大速度 u_{\max} とその自乗値をスパン方向に平均した値である。上式を用いると実際の C_μ は次のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} C_\mu &= \frac{J}{q_0 S'} = \eta C_{\mu i} \\ \eta &\equiv \frac{4}{5} \frac{\bar{u}_{\max}^2}{(\bar{u}_{\max})^2} \frac{\bar{u}_{\max}}{v_j} \end{aligned} \right\} (6)$$

u_{\max} を実測した結果を図 10 に示した。吹出速度はスペースのウェーク内を除けば、ほぼ一様であるが、 u_{\max} さえ等エントロピー吹出速度 v_j より常に小さいことがわかる。この分布からスパン方向平均値 \bar{u}_{\max} と \bar{u}_{\max}^2 を計算して (6) 式から η を求めると

右翼に対し	0.769
左翼に対し	0.764
平均	0.767

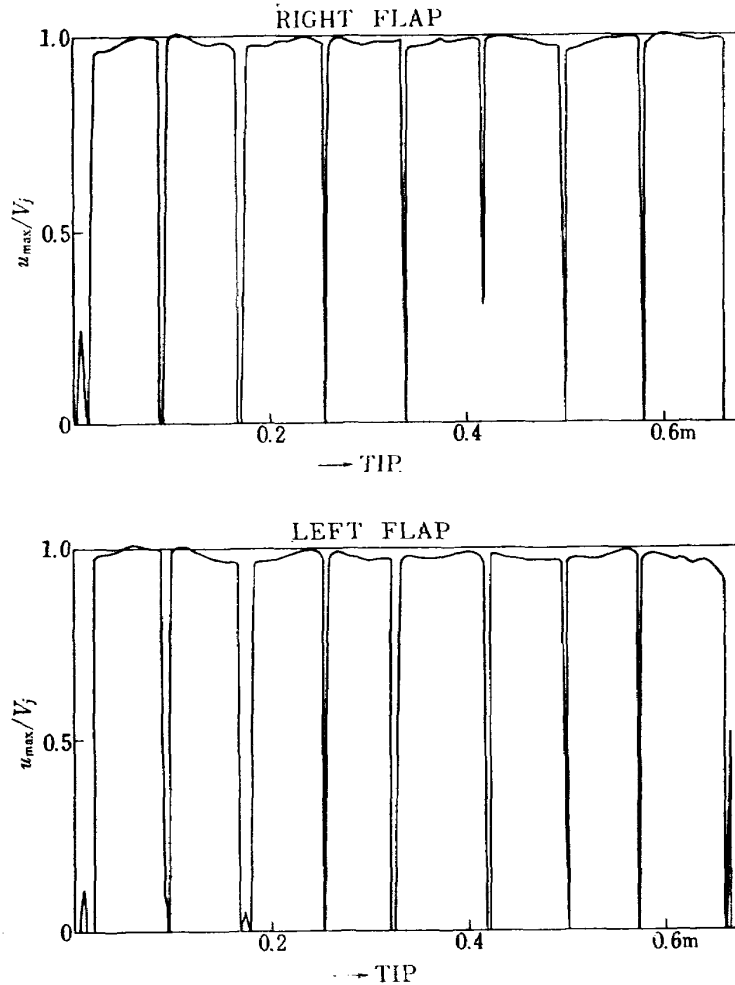


図 10 ジェットのプロフィール最大速度の翼幅方向分布

となる。このことは粘性効果によるジェットのエネルギーの損失が、われわれのノズルでは 23% に達することを意味する。

次に考慮すべきは、翼に揚力が発生したときノズルの出口の静圧が下るため v_j が増加することである。岐点圧 p_D を規定値に設定するわれわれのやり方では、実際の有効差圧は p_D より大きくなる。しかし、実験中にノズル出口の静圧を測定することは困難なので、われわれは次のような便法を用いた。

事前の測定から流量と岐点圧の関係を求め

$$m = 0.314 p_D^{0.567} \quad (7)$$

を得た。いま、吹出口の静圧が下って有効圧力差が δp_D だけ増加したとすれば、測定される流量 m' と p_D の間には、

$$m' = 0.314 (p_D + \delta p_D)^{0.567}$$

の関係が成立し、 δp_D は微小であるから

$$m' - m = \frac{dm}{dp_D} \delta p_D = 0.178 p_D^{-0.433} \delta p_D$$

となり、(7) と上式から静圧の低下 δp_D は次式によ

って計算できる。

$$\delta p_D = \frac{m' - 0.314 p_D^{0.567}}{0.178 p_D^{-0.433}} \quad (8)$$

よって、(2) から v_j を計算するとき、 p_D の代わりに $p_D + \delta p_D$ を用いればよい。

図 10 に示したように u_{max} は左右翼でほとんど同一であるが、ノズル幅の不均一やダクトの抵抗の違いのため、両翼の p_D も m も同じにはならない。そのため、この実験では左右の配管系の一方に網を挿入して左右の p_D を調節し、 $m v_j$ が左右で一致するようにした。しかし、このような配慮をしても左右のフラップの流れの付着の状況は完全に同じにはならない。したがって、ノズルの製作精度やフラップとの隙間には細心の注意を払う必要がある。

4. 測定値の修正

この実験に使用した型式のムービングベルト装置では、測定部の気流の下部はベルトの支持機構によって塞がれているので、通常の風洞境界修正のように下方

にも自由境界が存在すると考えることはできない。むしろムービングベルトが流れを閉塞し、模型位置の気流を擾乱する効果の方が大きいと考えられたので、境界修正は行なわず、上述の閉塞効果に対する修正のみ施した。

主翼および尾翼の位置の動圧の偏差をそれぞれ δq_W , δq_T とし、また吹き上げ角をそれぞれ $\delta \alpha_W$, $\delta \alpha_T$ とすれば、これらによる各種空力微係数の変化は

$$\left. \begin{aligned} \Delta C_L &= C_{LW} \frac{\delta q_W}{q_0} + C_{LT} \frac{\delta q_T}{q_0} + \frac{\partial C_{LW}}{\partial \alpha} \frac{q_W}{q_0} \delta \alpha_W \\ &\quad + \frac{\partial C_{LT}}{\partial \alpha} \frac{q_T}{q_0} \delta \alpha_T \\ \Delta C_m &= C_{mW} \frac{\delta q_W}{q_0} + C_{mT} \frac{\delta q_T}{q_0} \\ &\quad + \frac{\partial C_{mW}}{\partial \alpha} \frac{q_W}{q_0} \delta \alpha_W + \frac{\partial C_{mT}}{\partial \alpha} \frac{q_T}{q_0} \delta \alpha_T \\ \Delta C_D &= C_D \frac{\delta q_W}{q_0} + \frac{2C_L C_{L\alpha}}{\epsilon \pi A} \delta \alpha_W \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

となる。ここで、 C_D に対する尾翼の寄与は無視した。模型のない状態での δq_W , δq_T , $\delta \alpha_W$, $\delta \alpha_T$ の諸量を色々な h/c の値に対して測定しておき、その他の係数や微係数には測定値あるいは推定値を用いて上記の式から修正量を算出して、測定値から差引いた。

5. 実験結果

5.1 高揚力特性

地面効果なしの状態（ベルト最低位置で $h/c=5$ に対応）で、迎角を $-3^\circ \sim 24^\circ$, δ_f を $0^\circ, 35^\circ, 45^\circ$ および 60° , C_μ を $0 \sim 0.1$ の範囲で変化させたときの揚力係数、縦揺れモーメント係数、抗力係数の測定値を付図 1~4 に示した。

図 11 は吹出し運動量による揚力増加を示したもので、 δ_f が 35° と 45° では $C_\mu \approx 0.02$ まで、また δ_f が 60° では $C_\mu \approx 0.03$ まで C_L は直線的に増しており、この C_μ の範囲がフラップの境界層制御の領域である。 C_μ が上記の限界を越えると増加率は鈍り、 $\sqrt{C_\mu}$ に比例する形で増加が続く。この領域がフラップ後縁からジェット層が流出して、翼のまわりに超循環が発生する、いわゆる循環制御状態に対応している。

この C_μ の変化に対応するフラップ上の流れの様相を気流系を用いて観察したのが図 12 である。零迎角（図 12 (a)）では $C_\mu=0.013$ までは流れは部分的に剥れているが、 $C_\mu=0.026$ では完全に付着しており、この事実は図 11 から推定された境界層制御領域の上限

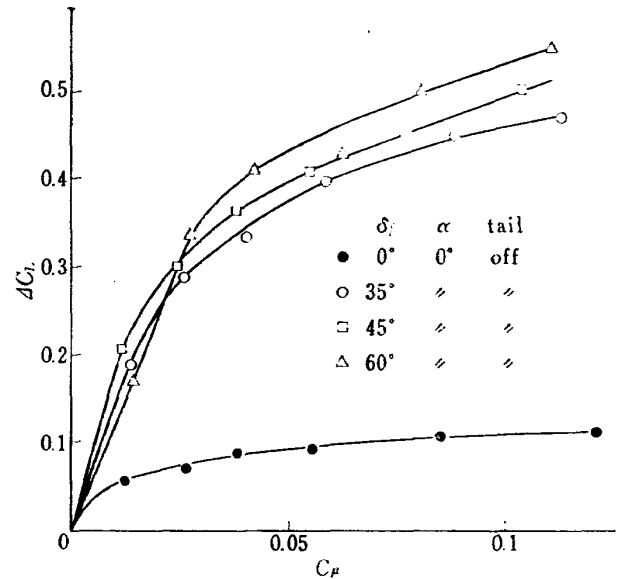


図 11 吹出し運動量係数と揚力増加

$C_\mu=0.02$ は、流れの付着に必要な最小吹出し運動量係数に一致することを立証している。

フラップ上の流れの剥離と主翼の失速とは結びつかない。フラップで剥離が起っていると主翼全体の剥離は起り難く、逆にフラップの流れが付着し主翼前縁の負圧のピークが強まると、主翼全体の失速は早まる。図 12 (b) からわかるように C_μ が 0.026 程度であると、失速が起ってもフラップ上の流れは付着したままであるが、この状態では吹出しを強めても余り効果はない。上述のことを示すため、 C_{Lmax} と失速角 α_{max} を C_μ に対して描いたのが図 13 である。 C_μ が $0.01 \sim 0.03$ になってフラップが効果をあらわし始めると、 α_{max} は飛躍的に減少し（失速が早まる）、それ以上 C_μ を増しても C_{Lmax} の伸びは緩やかである。特徴的なことは $C_\mu > 0.03$ の超循環領域では、 C_μ を増してジェットフラップの効果を高めても、 α_{max} がほとんど減少しないことである。この点は Poisson-Quinton¹⁰⁾ も、ジェットフラップ一般が通常のフラップと異なる特徴として挙げている。また、上の結果からみて、ジェットフラップだけでは主翼の失速を大幅に遅らせる効果はない。そのためには、フラップの効きの増加に伴ない前縁高揚力装置を強化することによって、主翼全体の流れの剥離を抑えなければならないであろう。

5.2 揚力の地面効果

尾翼なしの形態で、フラップが 35° と 60° の場合の地面効果を示したのが図 14 (a) である。この図からわかることは、 C_μ や δ_f にかかわらず C_L が小さいと地面効果は C_L を増すように作用するが、 C_L

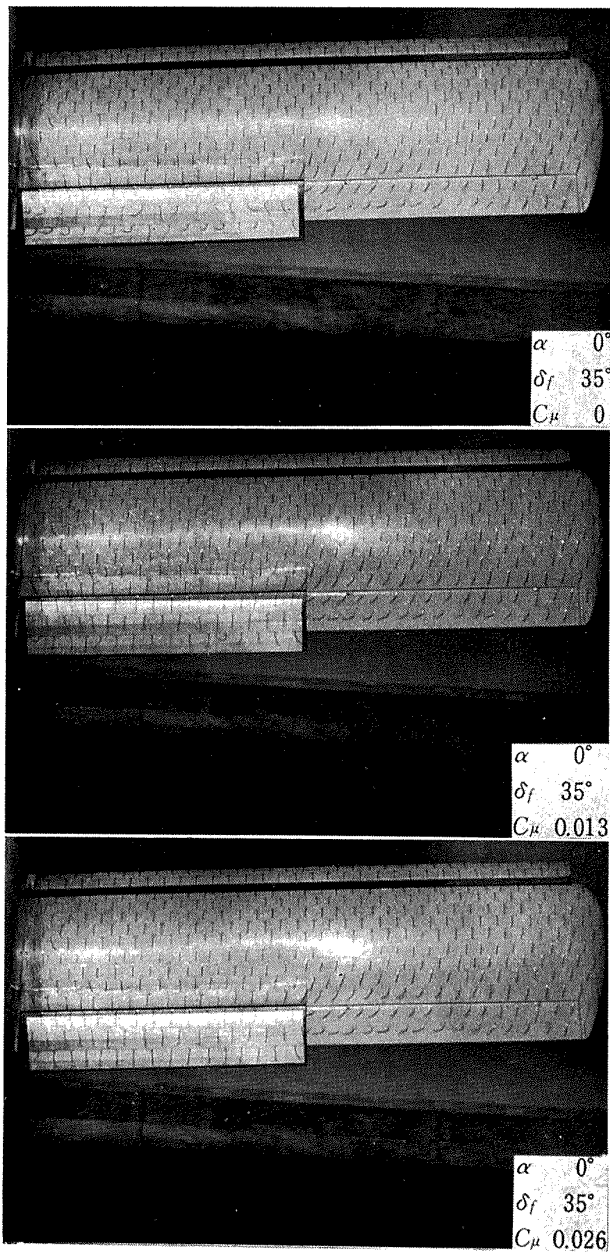


図 12(a) 気流糸写真 (風速 17 m/s, 零迎角時)。
 $C_\mu \approx 0.026$ でフラップ上の流れは附着する。

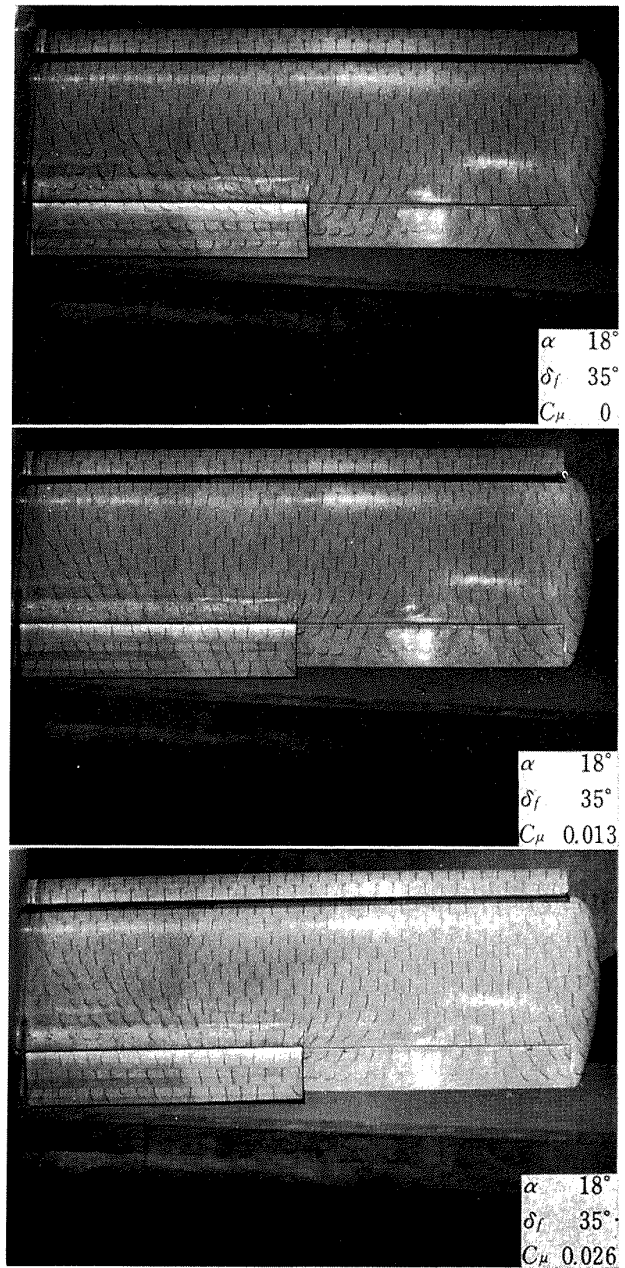


図 12(b) 気流糸写真 (風速 17 m/s, 失速角付近)。翼根失速が始まっているが、 $C_\mu \approx 0.026$ では、フラップ上の流れは附着している。

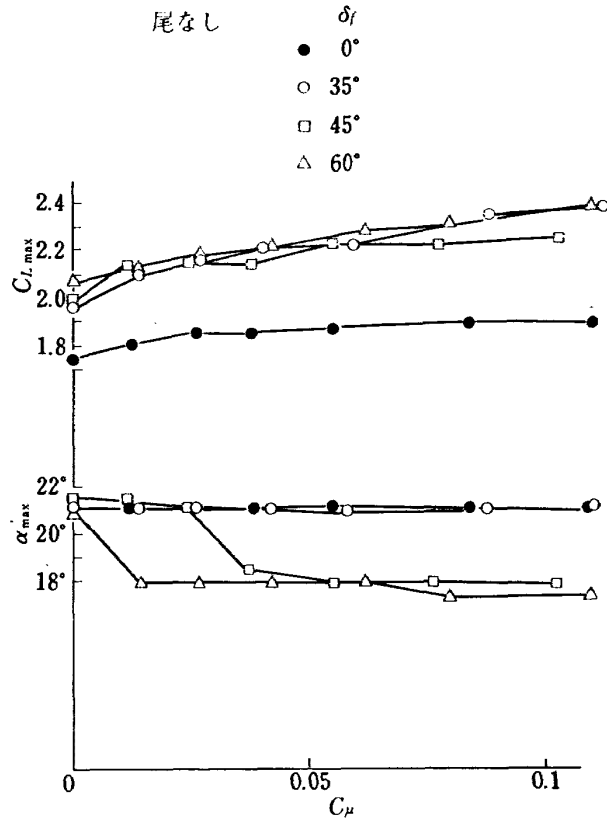


図 13 吹出運動量係数による最大揚力係数と失速角の変化

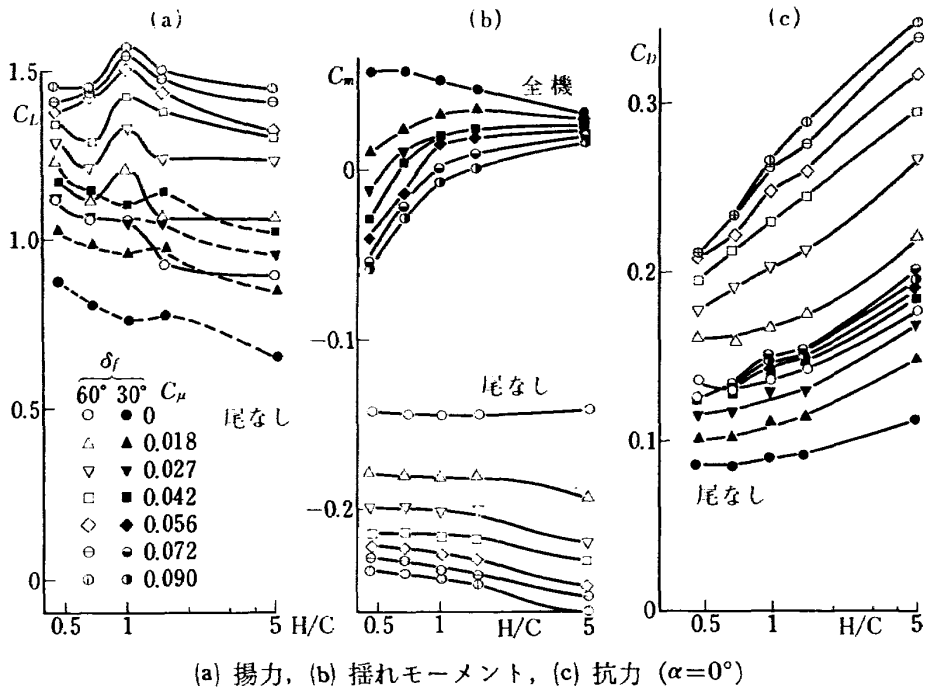


図 14 縦の3分力に対する地面放果

が 1.3 程度以上になると地面付近で C_L は減少する。この状態では揚力の高度に対する変化は単調でなく、これは主翼のまわりの流れが複雑なためと推測される。この点に関連して、図 15 はフラップ下面に煙を流し込んで流線の変形の様子を観察したときの写真であるが、フラップの下の流れはジェット層によって抑えられ、翼端の方へまわり込んでね上り、大きな渦を形成しているのがわかる。このような流れ場の変形が尾翼の働きにも著しい影響を及ぼしていることを次に述べる。

5.3 縦揺れモーメントの地面効果

主翼のみの場合は地面効果は僅小であることは、図 14 (b) からわかる。これに反して尾翼があると地面の接近によって頭下げモーメントが生じ、これは C_μ と δ_f が大きい程著しい。したがって縦揺れモーメント

の地面効果は尾翼の寄与によって起ると結論できる。そこで尾翼の寄与を尾翼のありなしの実験結果の差として求め、各高度について C_μ に対してプロットしたのが図 16 である。同一高度に対する実験結果は実線で結んである。この図からわかるように、地面から遠く ($h/c=5$) では吹出しが増すにつれて尾翼の寄与は増すが、地面の近くでは余り変化しない。しかし、図 14 (b) でみると地面から遠くでは C_μ の増加によって尾翼の寄与は増すにもかかわらず、全機としてはそれ程の変化がない。以上の結果から、地面から遠くでは C_μ を増すと主翼に頭下げモーメントが発生するが、吹下しも増すため尾翼の頭上げモーメントが増して、両者がほぼ相殺し合っているが、地面付近では尾翼の寄与が減るから、主翼の頭下げモーメントが相殺されずに現われると結論できる。

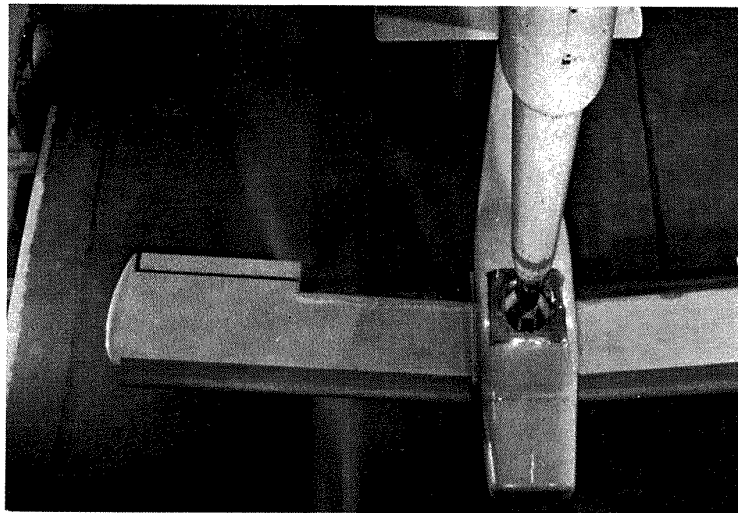


図 15 発煙筒による気流観察

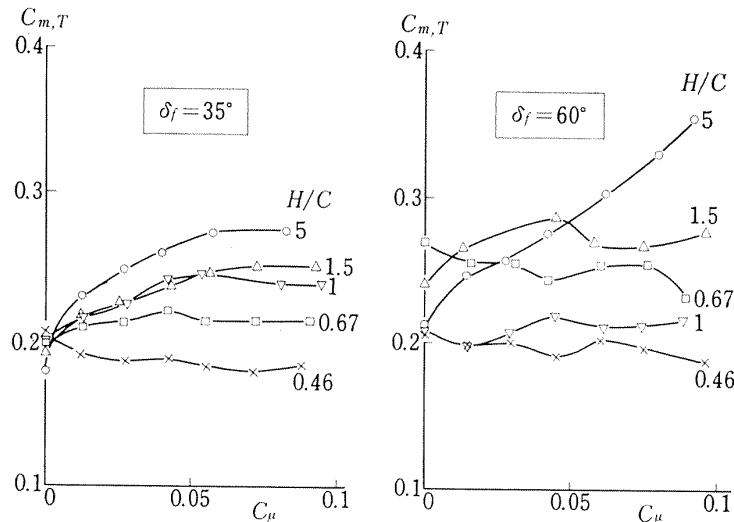


図 16 屋翼の縦揺れモーメントと吹出しの強さ ($\alpha=0^\circ$)

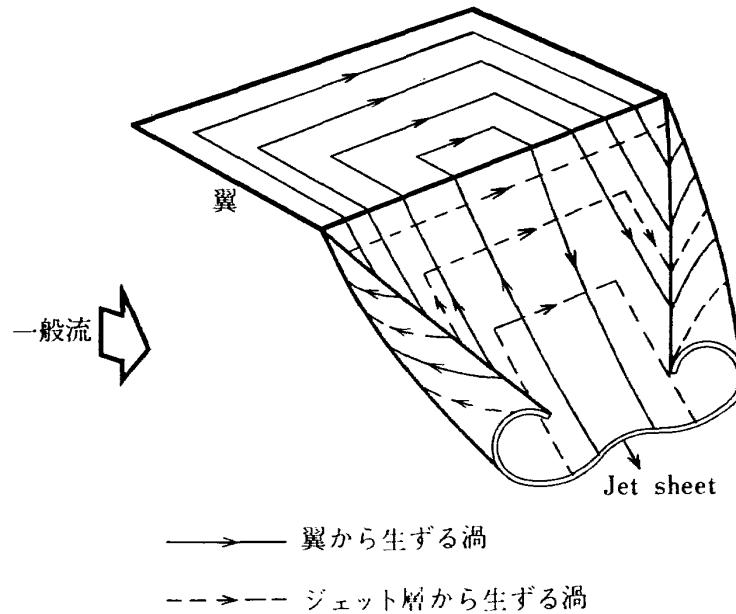


図 17 ジェットフラップ翼の渦系

C_μ が小さい境界層制御段階では、フラップ後縁から流れ出す流線は通常の機械的フラップの場合と同様、単なる渦層を形成する。 C_μ が大きい循環制御段階では、渦層は同時にジェット層を形成し、それ自身、循環を担っているから、渦層の巻上りの状態は通常のフラップの場合とは違ってくるかと推測される(図 17)。この点を確認するため、図 18 に様々な C_μ と δ_f の組合せに対する(ただし迎角は 0° 一定)尾翼の寄与 $C_{m,T}$ を求め、主翼の C_L に対してプロットし、さらに同じ C_μ と δ_f をもつ点を、それぞれ実線と破線で結んである。これを見ると C_μ の等値線は C_μ が増すと上方 ($C_{m,T}$ 増加の方向) に変位し、逆に δ_f の等値線は δ_f が増すと下方に変位する。このことは同じ C_L を得るのに C_μ を増すときの方が、 δ_f を増すときに比べて尾翼位置で強い吹き下しが生じることを意味する。同じ C_L で比較する限り翼上の循環の強さは同一のはずであるから、このような吹き下しの違いはジェット層の存在の有無に原因があるとみななければならない。同様な効果は地面効果にも現れなければならない。図 19 には地面効果なしのとき同じ C_L をもつ2つの C_μ と δ_f の組合せに対する地面効果を比較したものである。 $C_\mu=0.014$ の場合が境界層制御状態を、また $C_\mu=0.058$ は循環制御状態に対応する。この図によれば、循環制御状態の方が地面効果が強く現われ、とくに C_m において顕著である。この結果は上述の吹き下し発生機構の相違についての推論を支持する。

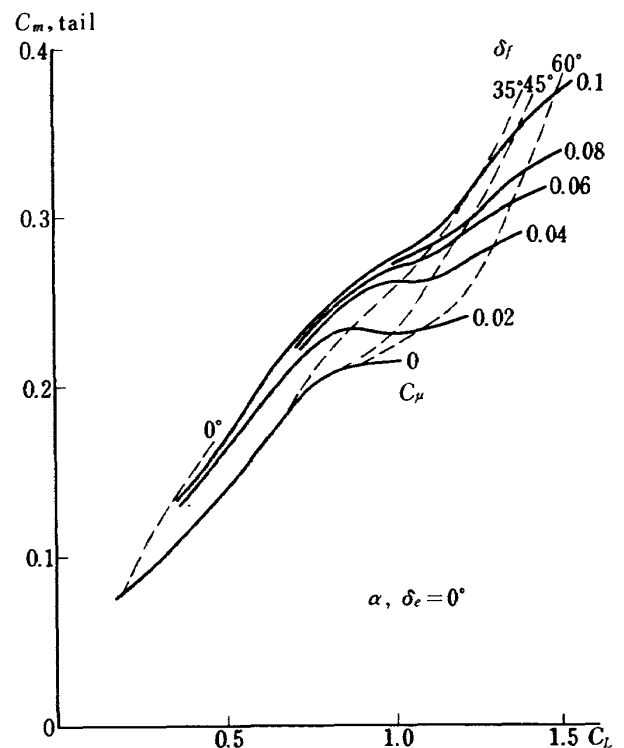


図 18 吹出しの強さとフラップ角の違いによる尾翼の縦揺れモーメントの変化

5.4 抗力の地面効果

著るしい地面効果が C_D にも現れる。図 14 (c) に見られるように、 C_μ と δ_f が大きい程、したがって C_L が大きい程、地面の接近による C_D の減少は著るしい。これは主翼付近の吹き下しによる誘導抗力の減少に原因があることは明らかである。

Ground Effect $\alpha, \delta_c = 0^\circ$

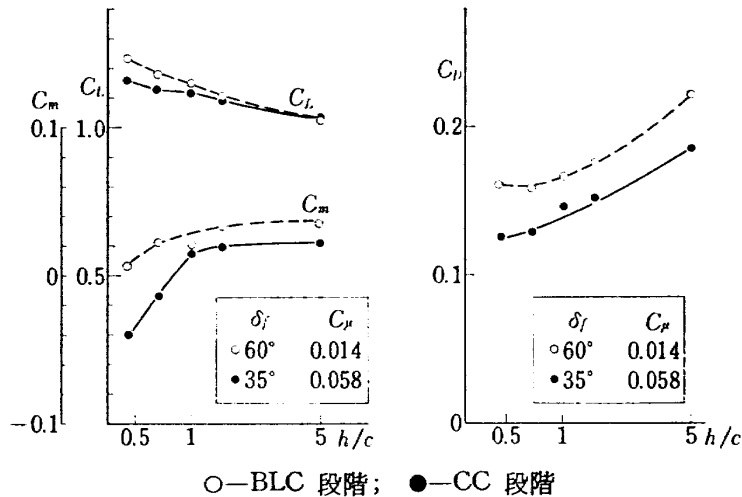


図 19 BLC 段階と CC 段階の地面効果の比較

6. 揚力線理論による地面効果の推定

前節で述べたように、ジェットフラップをもつ高揚力機の地面効果を考えるときは、フラップ後流のジェット渦層の存在を無視することはできない。三次元ジェットフラップ翼理論は Maskel と Spence⁵⁾, Das⁶⁾, Lopets⁷⁾ などによって研究されているが、地面効果の計算法への拡張はまだ試みられていない。他方、縦横比の大きい矩形翼については揚力線理論もかなりよい結果を与えることがわかっており^{8),9)}, また、地面効果の揚力線理論もよく研究されているので、本節ではこの方法によって計算した結果と実験値とを比較してみることにする。

6.1 揚力

揚力の地面効果は次の3つの原因に帰せられる。

- i) 随伴渦の鏡像による翼付近の吹下しの減少,

- ii) 束練渦の鏡像による翼位置の速度の減少,
- iii) 束練渦の鏡像による翼の実効反りの変化。

そのほか

- iv) 主翼下面の流れの剥離の影響,

も指摘されているが(例えば文献 10)), 解析的に取扱うことができないので、以下の計算では考慮しない。Wetmore ほか¹¹⁾によれば ii) と iii) の効果はほぼ相殺するから、i) のみ考えればよい。ここでは主翼の寄与についてのみ検討する。これは次式によって表わされる。

$$(\Delta C_L)_G = \frac{C_L C_{L\alpha}}{\pi A} \left(1 - \frac{A}{A_G}\right) \quad (10)$$

ここで A_G は地面効果があるときの有効縦横比で、 h/b の関数である。

図 20 には、尾翼なしの形態で $\delta_f = 35^\circ$ および 60° に対して、 C_μ の 0, 0.03, 0.09 の3つの値について

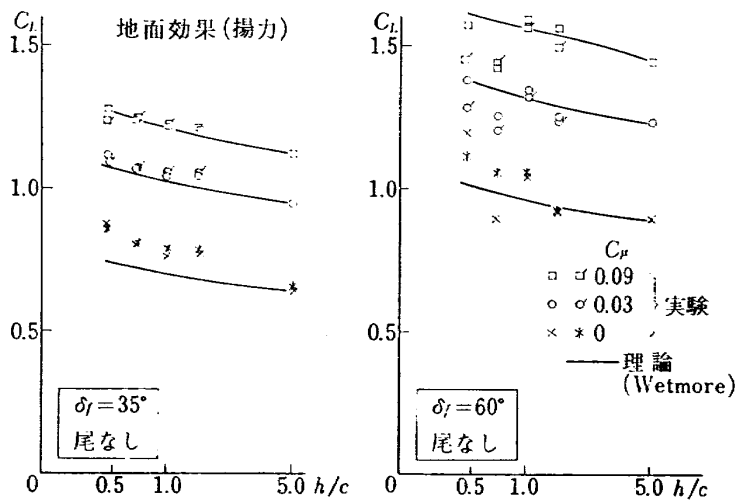


図 20 揚力線理論による推定 (揚力)

て、上式から計算した値と実験値を比較したものである。計算値と実測値は $h/c=5$ で一致させてある。前述と同様、 $C_\mu=0.03$ は境界層制御が十分な状態、 $C_\mu=0.09$ は循環制御状態に対応する。吹出しなしでは ($C_\mu=0$) 計算値と実験値は一致せず、計算は過小評価を与える。 $C_\mu=0.03$ と 0.09 では $\delta_f=35^\circ$ では両者はよく合っているが、 $\delta_f=60^\circ$ になると地面付近の揚力の減少を予測できない。これは無視された ii) ~iv) の効果のいずれによると考えられるが、気流糸による主翼と地面板の間の流れの観察によれば、そこに大規模な剥離渦が発生した形跡は見当らなかった。

6.2 縦揺れモーメント

Wetmore ほか¹¹⁾によれば、地面効果による C_m の変化は、主翼と水平尾翼の寄与に分けられる。

$$\Delta C_m = (\Delta C_m)_T + (C_m)_W \quad (11)$$

水平尾翼の寄与は、さらに尾翼単独の地面効果と主翼の吹下しの地面効果によるものと分けられる。

$$(\Delta C_m)_T = - [(\Delta C_{L,T})_G + (\Delta C_{L,T})_i] \frac{l_T}{c} \frac{S_T}{S_W} \frac{q_T}{q_0} \quad (12)$$

ここで

$$(\Delta C_{L,T})_G = \frac{C_{L,T} C_{L\alpha,T}}{\pi A_T} \left(1 - \frac{A_T}{A_{GT}}\right) \quad (13)$$

$$\begin{aligned} (\Delta C_{L,T})_i &= C_{L\alpha,T} (\Delta \epsilon)_T \\ &= C_{L\alpha,T} \epsilon \left\{ \frac{b_{\text{eff}T}^2 + 4(h_T - h)^2}{b_{\text{eff}T}^2 + 4(h_T + h)^2} \right\} \quad (14) \end{aligned}$$

である。普通、尾翼自体の地面効果 (13) よりも、吹下しの地面効果による項 (14) の方が遙かに大きい。

主翼の寄与は

$$(\Delta C_m)_W = \left(n - \frac{x_{ac}}{c}\right) (\Delta C_L)_W \quad (15)$$

であるが、空力中心をモーメントの基準点にとつたから計算上はゼロである。しかし、実際には $(\Delta C_m)_W$ は微小ではあるが頭上げとなっている (図 14 (b) の尾なし)。

実験値との比較は尾翼の寄与 (12) についてのみ行なった。なお、右辺の尾翼動圧因子 q_T/q_0 は、(13) と (14) の $C_{L\alpha,T}$ に実測値を使えば必要がなくなる。 $C_{L\alpha,T}$ は $\alpha=0^\circ$ 前後の尾翼のモーメント勾配 $C_{m\alpha,T}$ の実測値から、

$$C_{L\alpha,T} = C_{m\alpha,T} / \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{S_T}{S_W} \frac{l_T}{c} \quad (16)$$

の関係を用いて計算すると -0.059 となり、また DATCOM 法¹²⁾によって推定すると -0.060 となって、よく一致した。(16) の $\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$ も DATCOM 法によって推定した。

以上のようにして求めた尾翼のモーメントの計算値を実験値と比較したのが図 21 である。 $\delta_f=35^\circ$ のときは吹出しなし ($C_\mu=0$) では計算と実験は逆の傾向を示す。すなわち、実測ではやや頭上げの地面効果であるのに、計算は強い頭下げを予測している。 $C_\mu=0.03$ と 0.09 ではこの逆傾向はなくなり、両者の一致も或程度改善される。 $\delta_f=60^\circ$ になると、どの場合も一致しない。これは主翼の後流の流れが複雑で、単純な揚力線理論が前提するような状態とは程遠いためと考えられる。

6.3 抗力

抗力の地面効果は誘導抗力の変化が大部分である。

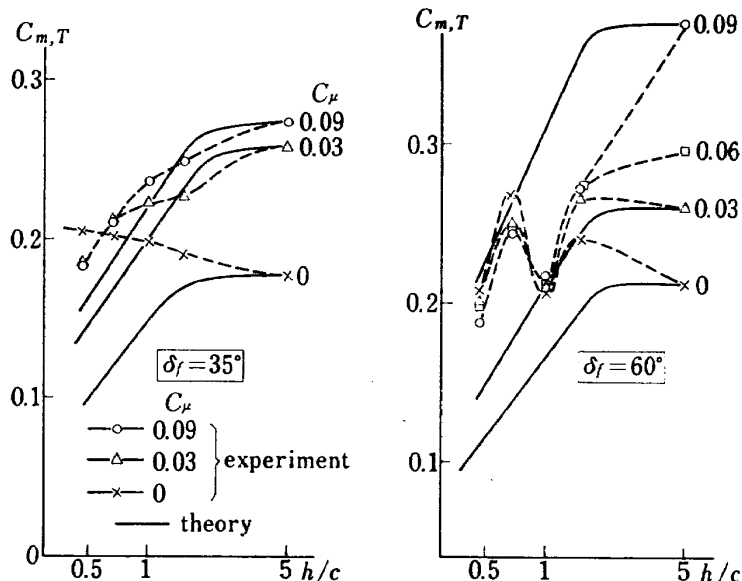


図 21 揚力線理論による推定 (縦揺れモーメント)

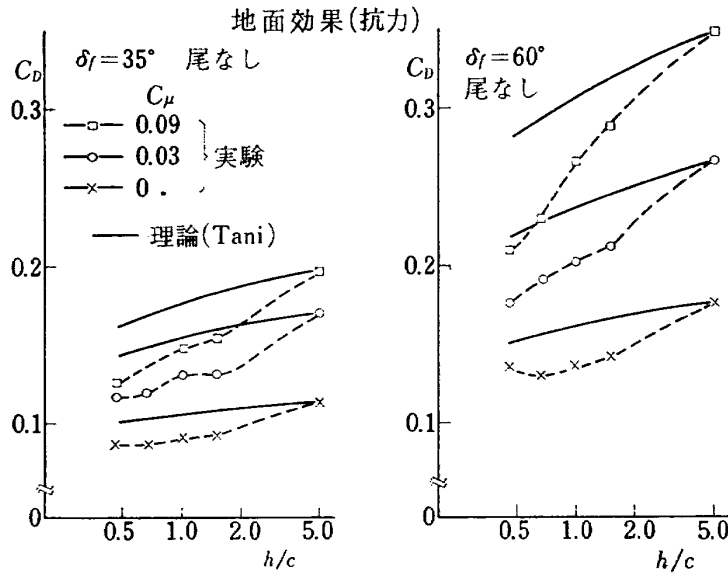


図 22 揚力線理論による推定 (抗力)

谷ほか¹³⁾によれば, これは

$$\Delta C_{Di} = -\frac{\sigma C_L^2}{\pi A} - \left(C_D - \frac{\sigma C_L^2}{\pi A} \right) c_{lar} T C_L \quad (17)$$

で与えられる。ここで

$$\left. \begin{aligned} \sigma &= 1 - \frac{A}{A_g} \\ r &= \sqrt{1 + \left(\frac{2h}{b} \right)^2} - \frac{2h}{b} \\ T &= \frac{1}{8\pi} \frac{h/c}{(h/c)^2 + 1/64} \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

である。(17) 式の右辺の第 2 項は, 通常無視できる。

計算値と実測値の比較を示したのが図 22 である。 C_μ の値に関係なく, 計算は地面効果を過小評価している。ただし Wetmore¹¹⁾ は, この計算式は通常のフラップに対しても過小評価であると指摘しているの
で, われわれの場合に限ったことではない。

7. 地面効果理論に関する二, 三の考察

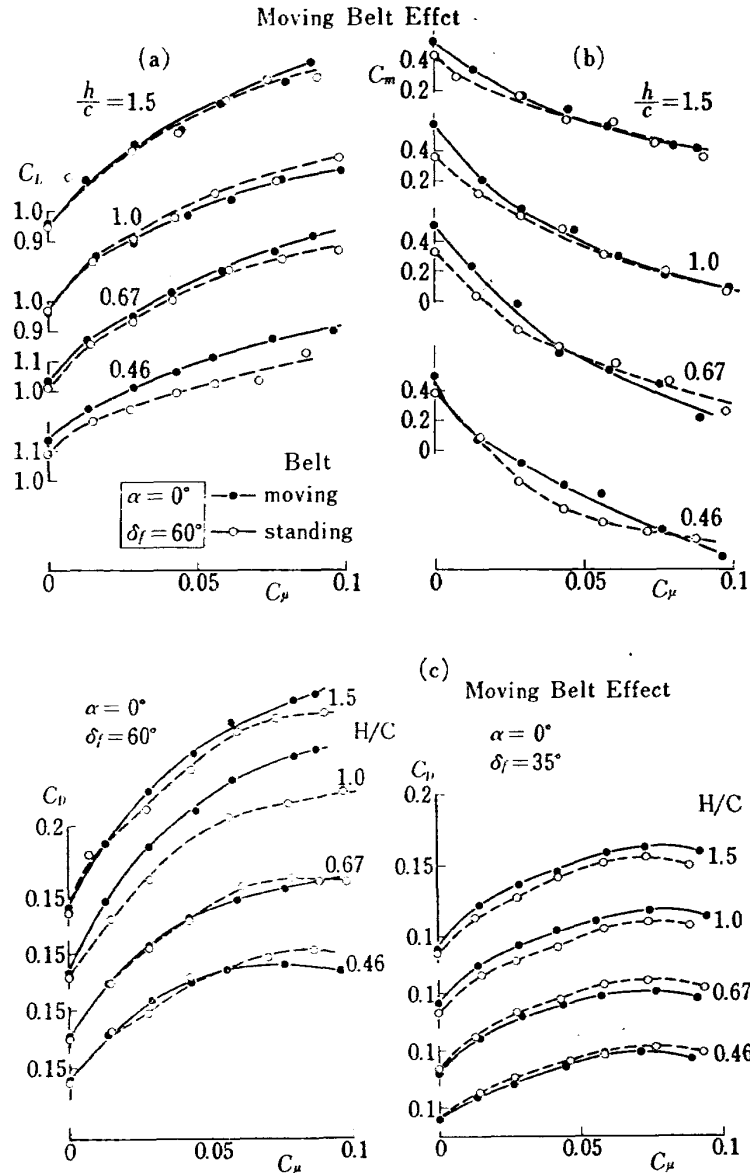
以上に見られるように, 揚力線理論による地面効果の推定は, フラップ角が過大でなく ($\leq 35^\circ$), しかも適度に吹出しが行なわれた例以外は, 実験値と合わない。これは強力なフラップ, とりわけジェット層が後線から流出しているジェットフラップの場合, 流れの状態は揚力線で表現し得る程単純なものではないためであろう。このような流れを解析するには, ジェット-渦層の巻き上りを考慮に入れた揚力面理論によらねばならぬであろう。有限要素法による 3 次元翼のまわりの流れの計算法が最近研究されているが¹⁴⁾, この方法をジェットフラップの地面効果の計算に適用するのは原理的には不可能でないにしても, 計算に要する労力

は莫大なものとなるであろう。一方, 渦層の巻き上りを無視し, 平面的なジェット層を仮定したジェットフラップの揚力面理論でも, 翼面の荷重分布を精度よく与えることが示されているが⁷⁾, この場合は地面効果計算の労力はかなり軽減されるものと思われる。

ジェットの粘性効果も考慮に価する。最近の研究¹⁵⁾によれば, 巻き上ったジェット-渦層の誘導する最大吹下し速度を一定距離で測定すると, はじめ C_μ と共に増加するが, C_μ が 1 と 2 の間で最大に達し, その後は C_μ がふえると急速に減少する。これはおそらく, 渦の崩壊の位置が C_μ と共に前進するためではないかと思われる。 $C_\mu = 0$ では渦は長い間持続することが知られている¹⁶⁾。このように $C_\mu \approx 1$ 以上ではジェット-渦層の乱流混合が無視できなくなる。Woods¹⁷⁾ はすでにこのことを 2 次元理論と実験との比較から推論している。

8. ムービングベルトの必要性

高揚力機の地面効果試験におけるムービングベルトの必要性については Turner¹⁸⁾ の研究があるが, その判定基準としてパラメータ $C_L / \frac{h}{b}$ が用いられ, これが 20 を越えるならムービングベルトの使用の必要があるとされている。しかし, この条件は個々のムービングベルト (あるいは地面板) の上の流れの状態や境界層の厚さなどによって異なるはずであるから, われわれの使用したムービングベルトについてこの条件を吟味してみる。ベルト運転時と停止時の縦の 3 分力を C_μ に対してプロットしたのが図 23 である。 C_L についてみると, $h/c = 1.5$ ではベルト運転の効



(a): 揚力, (b): 縦揺れモーメント, (c): 抗力

図 23 ムービングベルトの効果

果はほとんどないが、高度が下るにつれて、また C_μ が大きいほど、運転時と停止時の差が開いてくる。 $h/c=1.0$ では $C_L=1.3$ で差が出はじめ、 $h/c=0.67$ では $C_L=1.0$ で差が現れる。これに対応するパラメータ $C_L \frac{h}{b}$ を計算すると、それぞれ 8.2 と 9.0 となり、Turner の得た結果に比べて約 2 倍の高さからベルト運転の効果が出はじめている。Turner の用いたベルトは高度固定で模型を上下させる型式のものであるのに、われわれの用いたものは模型固定でベルトの方が気流中をせり上ってくる型式のものであるから、上記の臨界高度に差がある原因の一つは、この型式の差にあるとも考えられる。

次に C_m についてみると (図 23 (b)), 実験のばら

つきのため明確な結論は不可能であるが、ベルトの運転と停止の間で差があるように見うけられる。 C_D については実験値に系統誤差が含まれていて、何ともいえない (図 23 (c))。これはいずれも試験風速が低くおさえられたため C_m と C_D の出力が小さく、天秤容量との関係で測定精度が低下したことが原因である。

9. 結 語

シュラウド吹出しを施したフラップをもつ高揚力機の地面効果を測定して、次の結果を得た。

i) 地面効果は縦揺れモーメントと抗力に著るしく現れる。

ii) フラップによる揚力よりもジェットの超循環によって作り出された揚力のほうが、尾翼位置に強い吹下しを誘導し、したがって縦揺れモーメントに対する地面効果もジェットフラップの方が大きい。

iii) $C_L \leq 1.3$ では地面効果によって揚力は増し、 $C_L > 1.3$ では地面の極く近く ($h/c \leq 1$) で揚力は減る。

iv) 揚力線理論により推定された地面効果は、フラップ角が比較的小さく ($\leq 35^\circ$)、境界層制御が十分なとき ($C_\mu \approx 0.02 \sim 0.03$) の揚力については、よい結果を与えるが、縦揺れモーメントと抗力については一般に著るしく過小評価である。

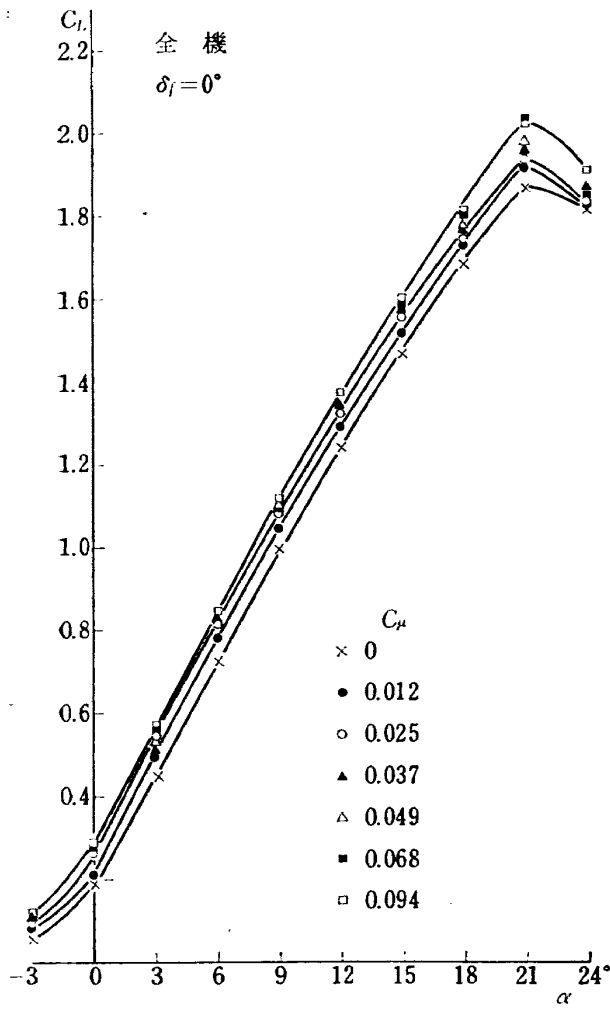
v) 本実験で使用したムービングベルトに対しては、Turner の判定規準 $C_L \frac{h}{b}$ が 10 以上ならばムービングベルト運転の必要がある。

謝辞 この実験に当っては大型低速風洞制御研究室の広岡室長はじめ室員の方々ならびに低速空力性能研の飛田和技官には、ムービングベルトの整備・運転ならびに実験遂行に一方ならぬ御尽力を頂だし、海老沼、馬場両技官はベルト装着時の測定部の気流分布を測定し、修正用の基礎データを提供して頂いた。また、重見空力2部長には本論文原稿に目を通して、有益な御意見を頂いた。厚く御礼申し上げます。

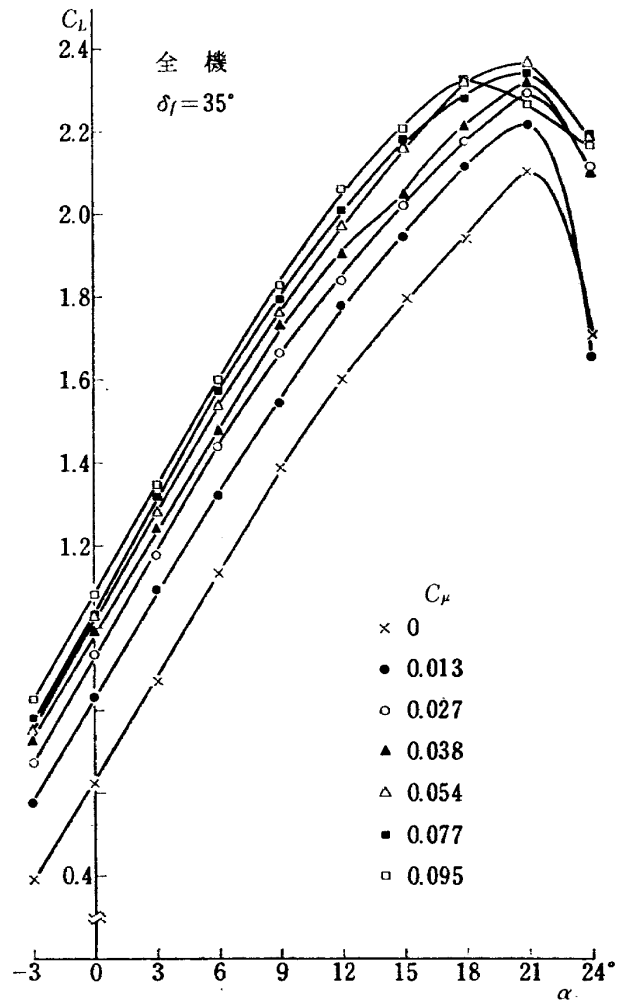
参考文献

- 1) 遠藤ほか：FA-200 改機の動安定係数，航空宇宙技術研究所資料 TM-173 (1970)
- 2) 広末ほか：FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き，航空宇宙技術研究所資料 TM-154 (1969)
- 3) 金成ほか：風洞天秤の試作，航空宇宙技術研究所資料 TM-179 (1970)
- 4) 広岡ほか：大型低速風洞のムービングベルト装置，日本航空宇宙学会誌 19, 206 (1971)
- 5) E.C. Maskel and D.A. Spence: A theory of the jet flap in three dimensions. Proc. Roy. Soc. A 251 (1959) p. 407
- 6) A. Das: A lifting line theory for jet-flapped wings. J. Aerospace Sci. 29, 4 (1962) pp.

- 499-500.
- 7) M.L. Lopetz and C.C. Shen: EVD Lifting Surface Theory for Jet Flapped Wing (Elementary Vortex Method). AIAA Paper No. 71-578 (1971)
- 8) H. Blenk: Der Eindecker als tragende Wirbelfläche. Z.A.M.M. 5, p. 36 (1925)
- 9) H. Multhopp: Methods for Calculating the Lift Distribution of Wings (Subsonic Lifting-Surface Theory). A.R.C. R & M No. 2884 (1950)
- 10) F. Thomas: Untersuchungen über die Erhöhung des Auftriebes von Träge-Flügeln mittels Grenzschicht-beinflussung durch Aufblasen, Zeitsch. Flugwiss. 10, pp. 46-65 (1962)
- 11) E.J. Wetmore and L.I. Turner: Determination of Ground Effect From Tests of a Glider in Towed Flight. NACA TR-695 (1940)
- 12) I. Tani, M. Taima and S. Shimidu: The Effect of Ground on the Aerodynamic Characteristics of a Monoplane Wing. Rep. No. 156 (Vol. XII, 2) Aero. Res. Inst. Tokyo Imperial Univ. (1937)
- 13) USAF Stability and Control Datcom. McDonnell Douglas Corp. Revised 1969
- 14) 海老原：揚力をもつ翼胴体まわりのポテンシャル流れの計算法，日本航空宇宙学会誌 20, 217 (1972)
- 15) W.J. Schubauer: An Investigation of the Trailing Vortex System Generated by a Jet-Flapped Wing Operating at High Wing Lift Coefficients, J. Amer. Heri. Soc. Vol. 16, No. 4 (1971) pp. 55-58
- 16) B.W. McCormick, J.L. Tangler and H.E. Scherrib: On the Structure of Trailing Vortices, J. Aircraft, Vol. 5, No. 3 (1968)
- 17) L.C. Woods: Some contributions to jet-flap theory and to the theory of source-flow from aerofoils, A.R.C. C.P. No. 388 (1958)
- 18) T.R. Turner: Endless-Belt Technique for Ground Simulation, NASA SP-116 (1966) pp. 435-446
- 19) P.H. Poisson-Quinton & L. Lepage: French Research on Control of Boundary Layer and Circulation, in "Boundary Layer and Flow Control" Ed. G.V. Lachmann, Pergamon Press, London, 1961, p. 44

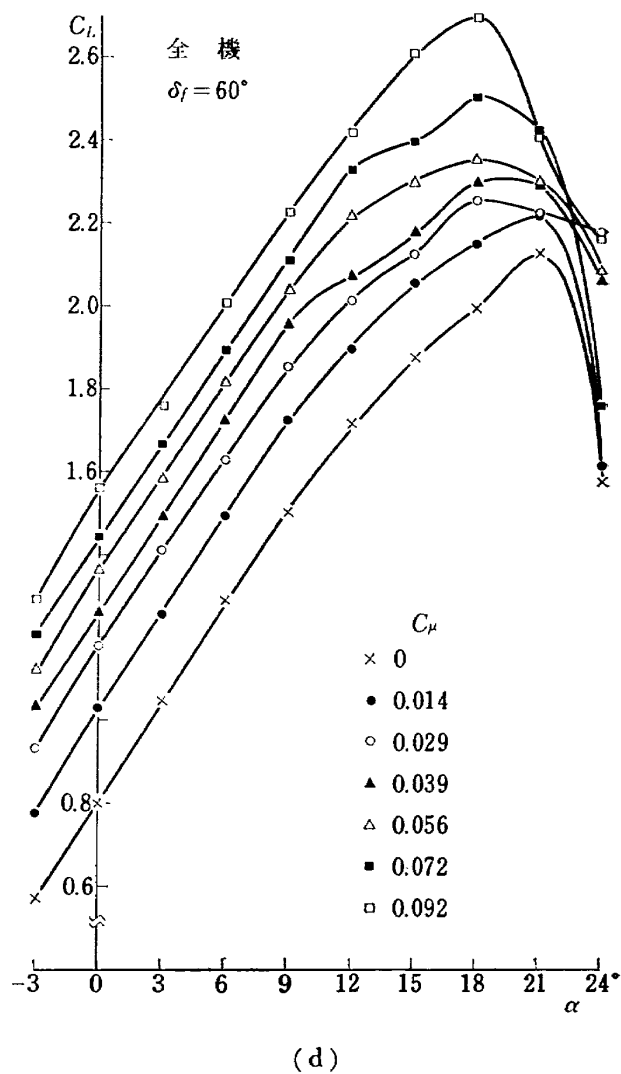
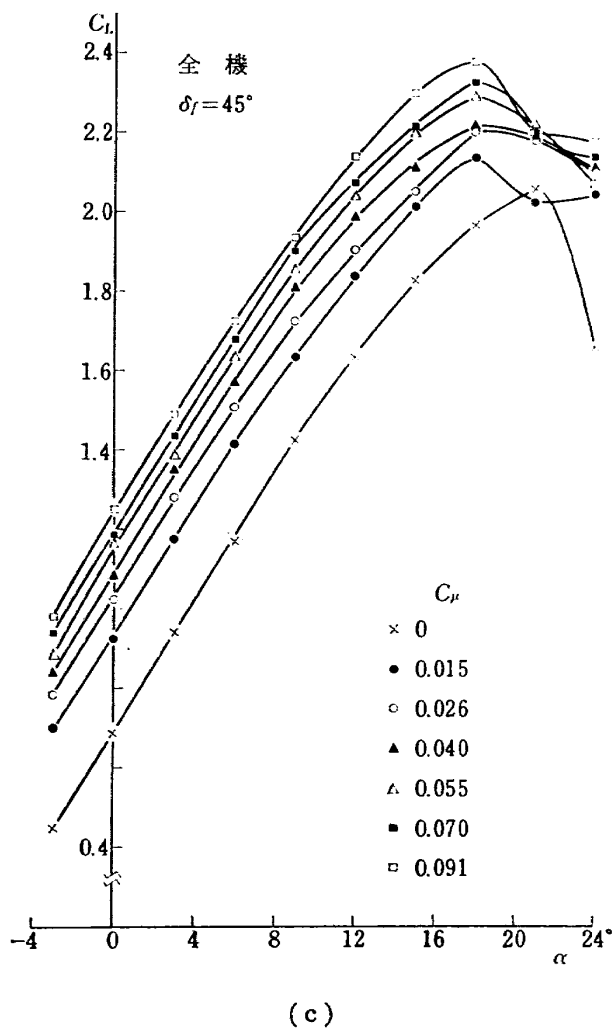


(a)

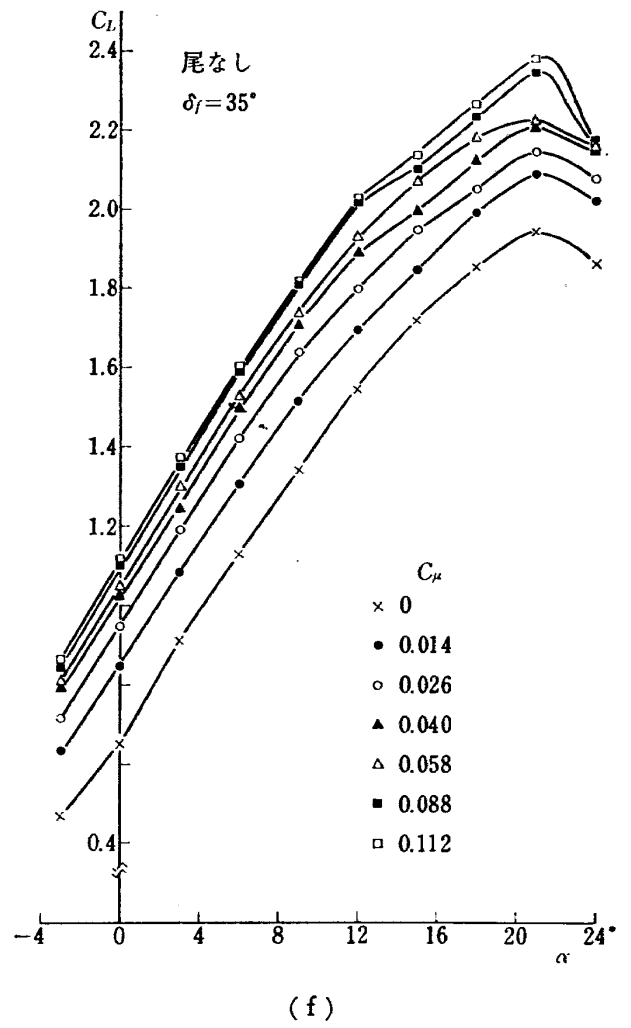
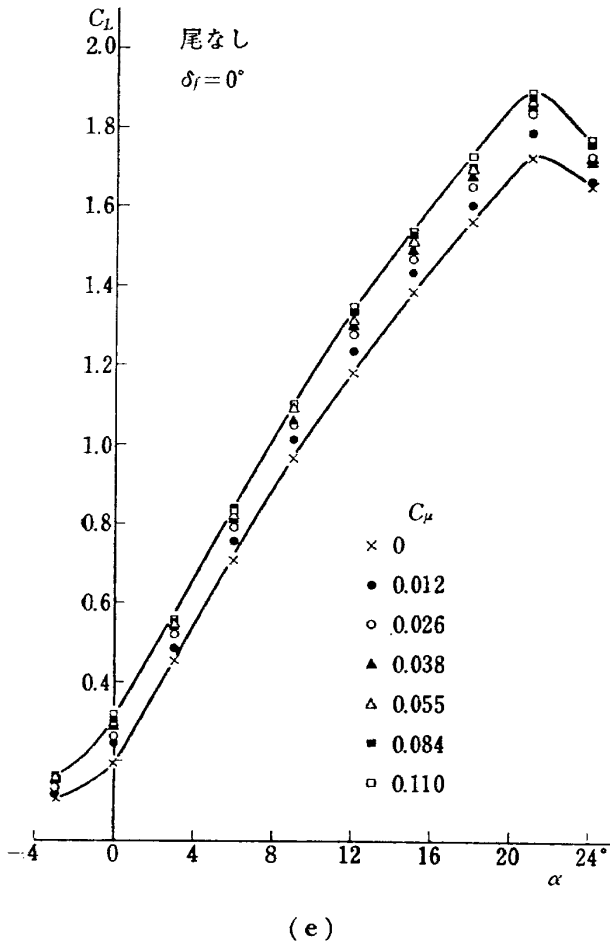


(b)

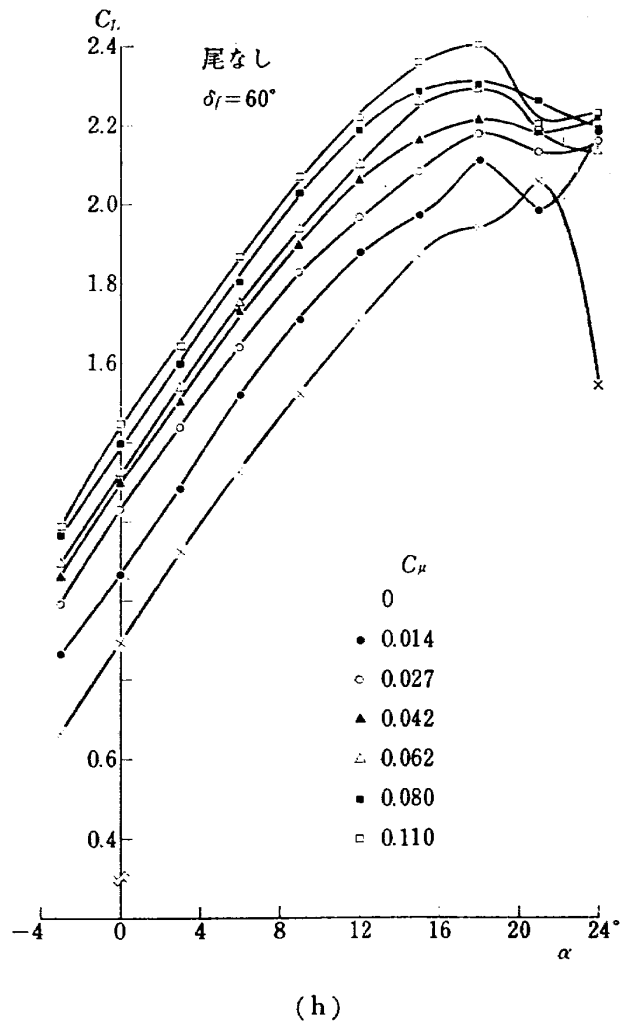
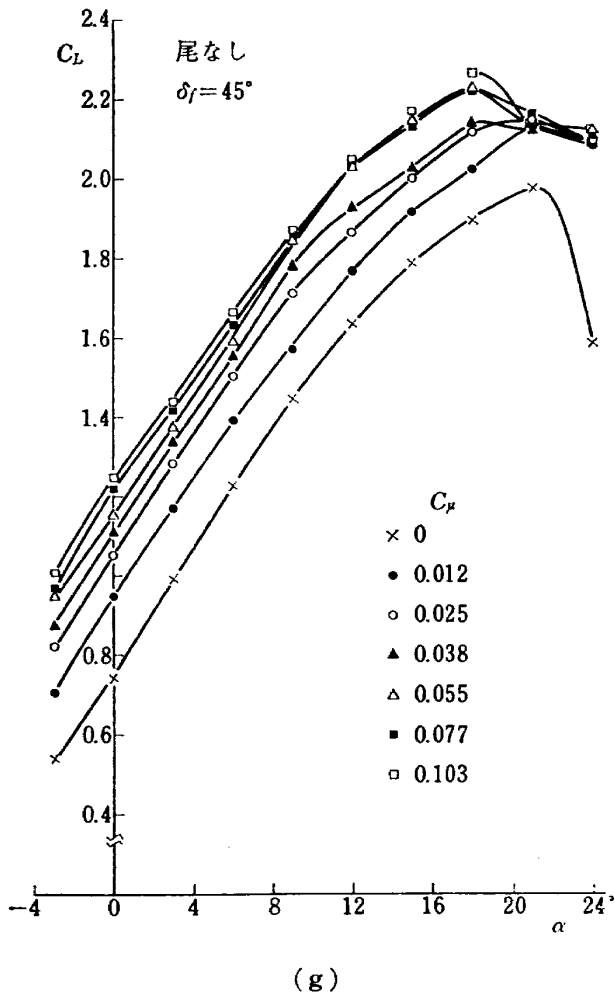
付図 1 ジェットフラップ効果 (揚力)



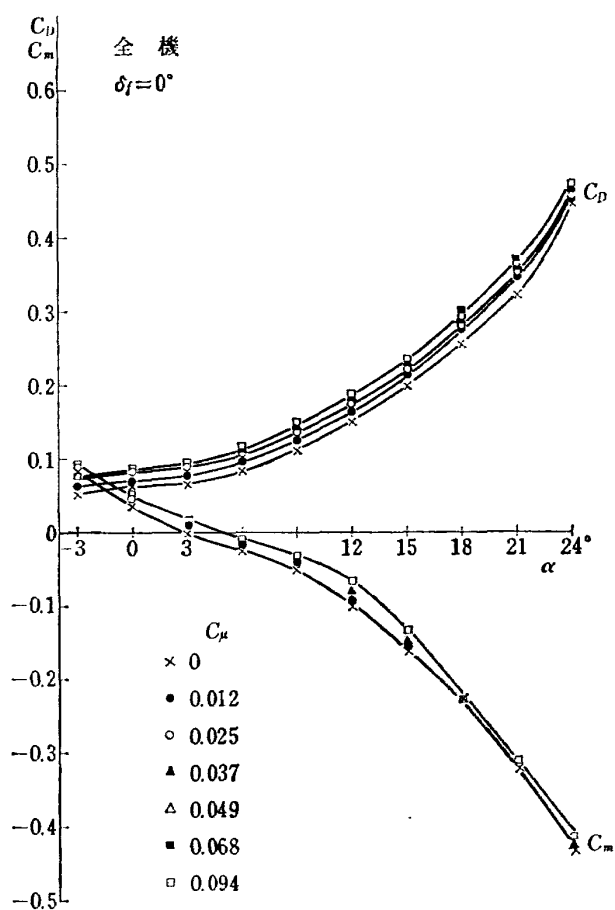
付 図 1 (つづき)



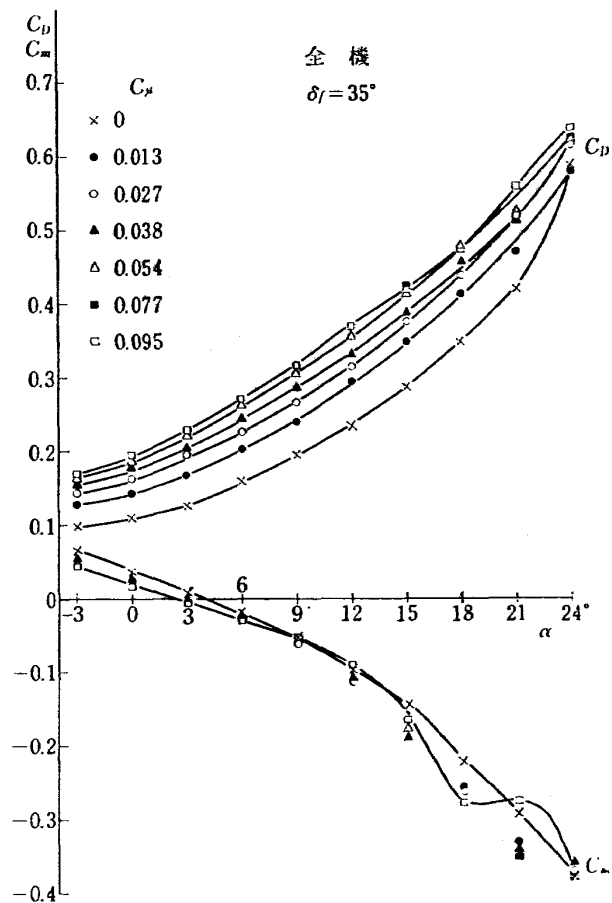
付 図 1 (つづき)



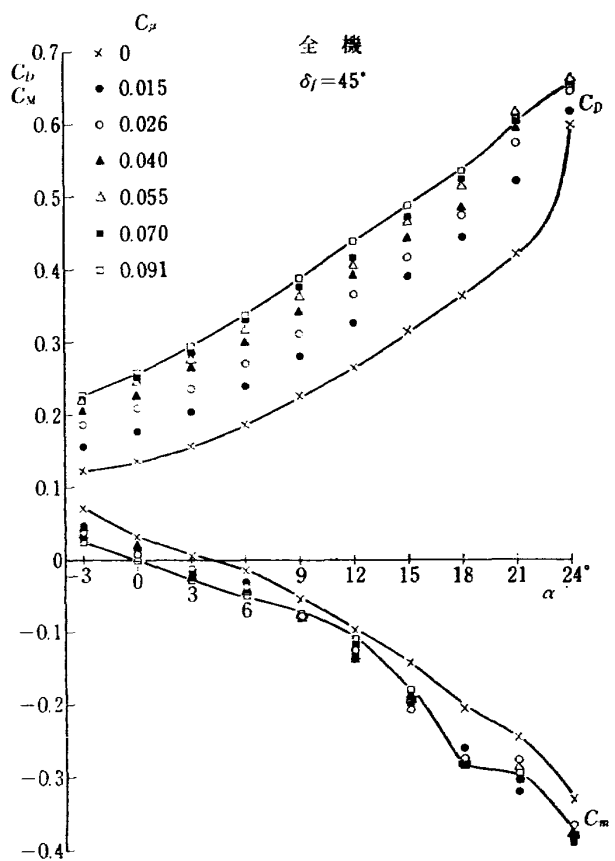
付 図 1 (つづき)



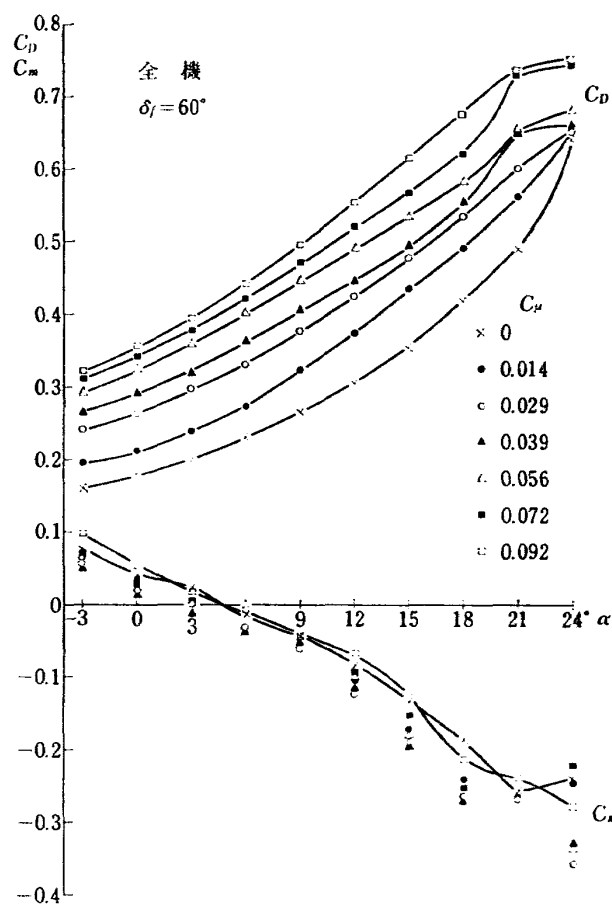
(a)



(b)

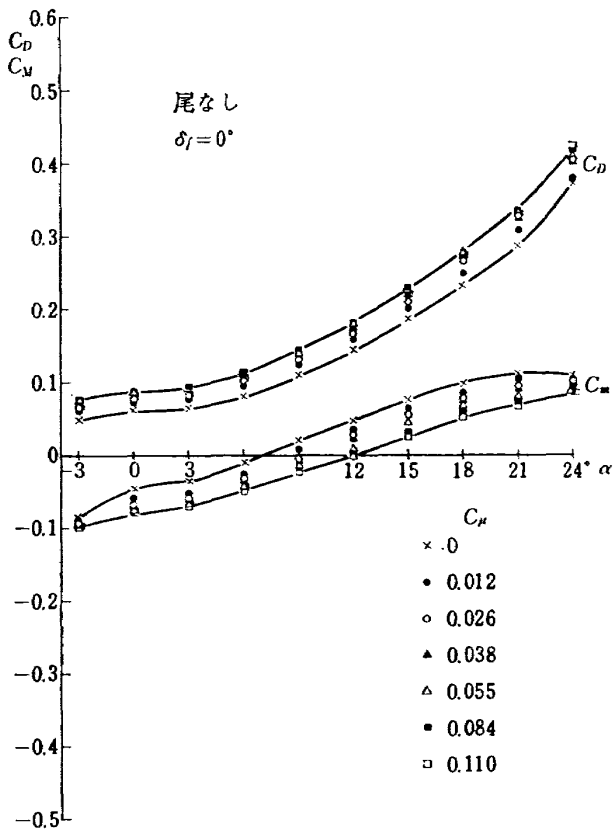


(c)

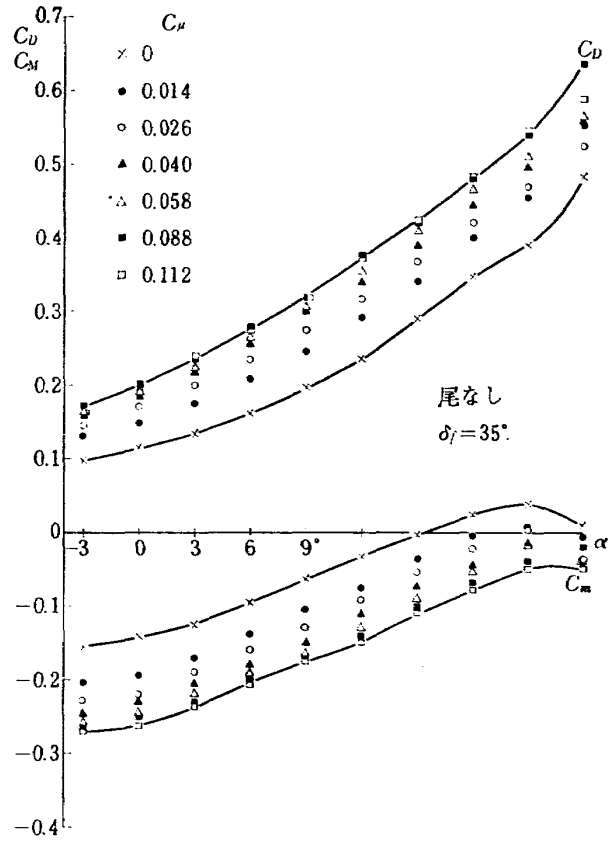


(d)

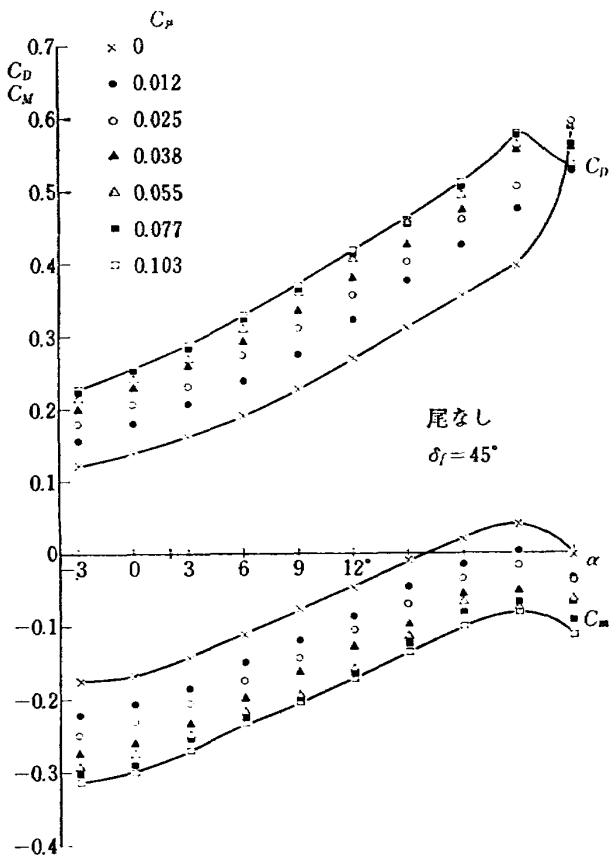
付図 2 ジェットフラップ効果 (抗力, 縦揺モーメント, 全機)



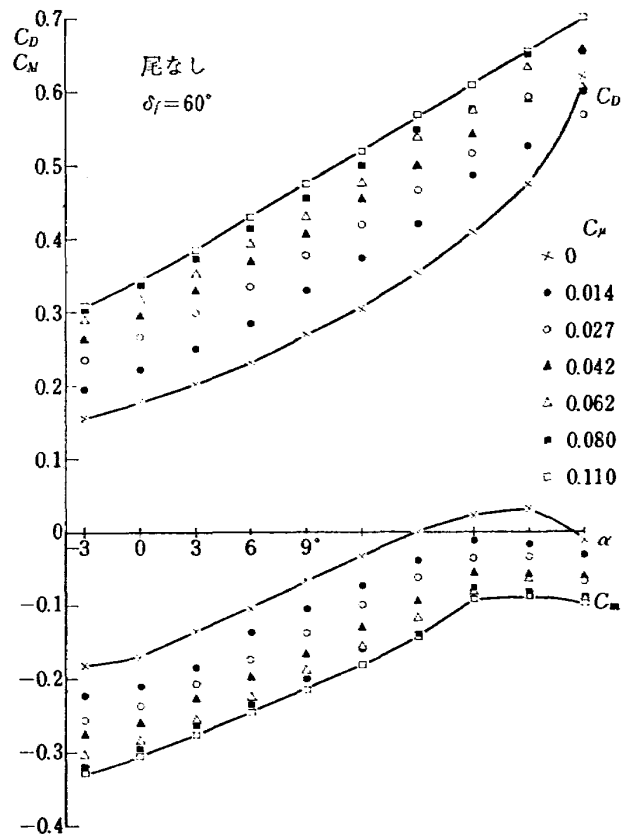
(a)



(b)

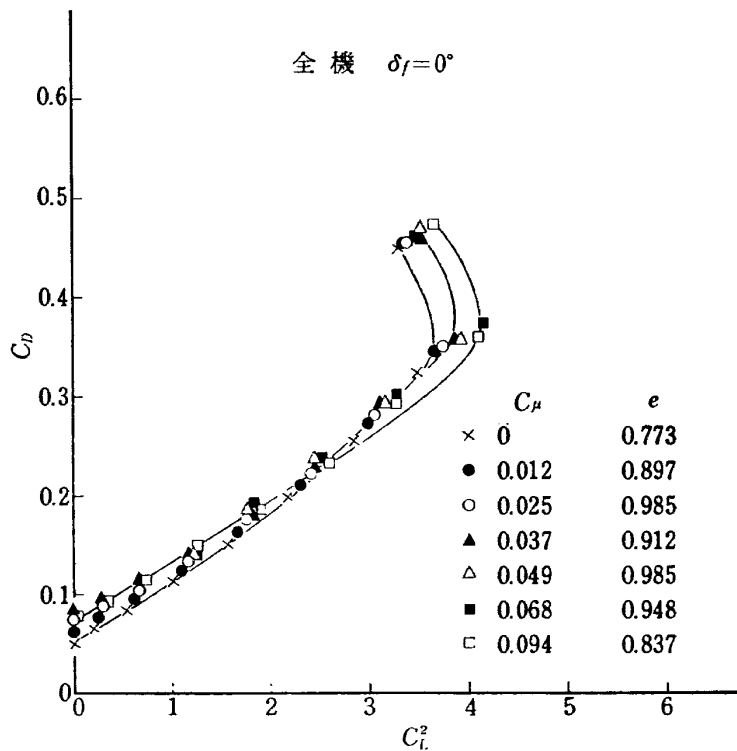


(c)

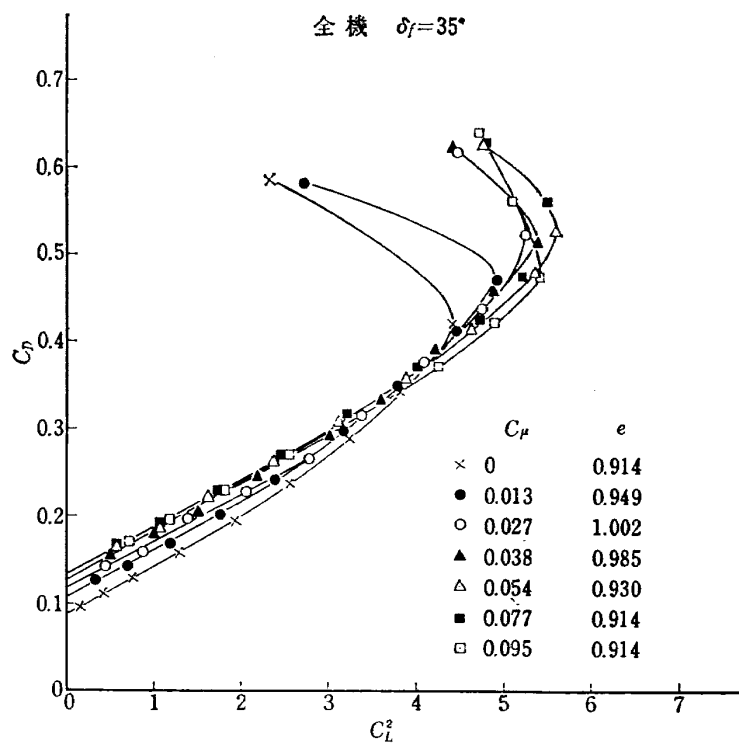


(d)

付図3 ジェットフラップ効果 (抗力, 縦揺モーメント, 尾なし)

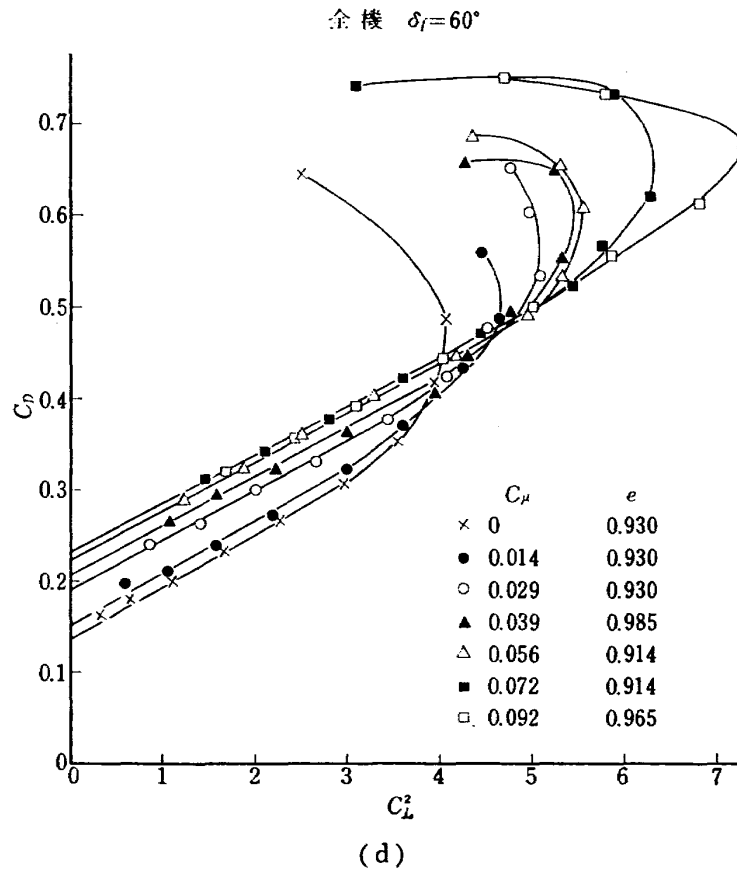
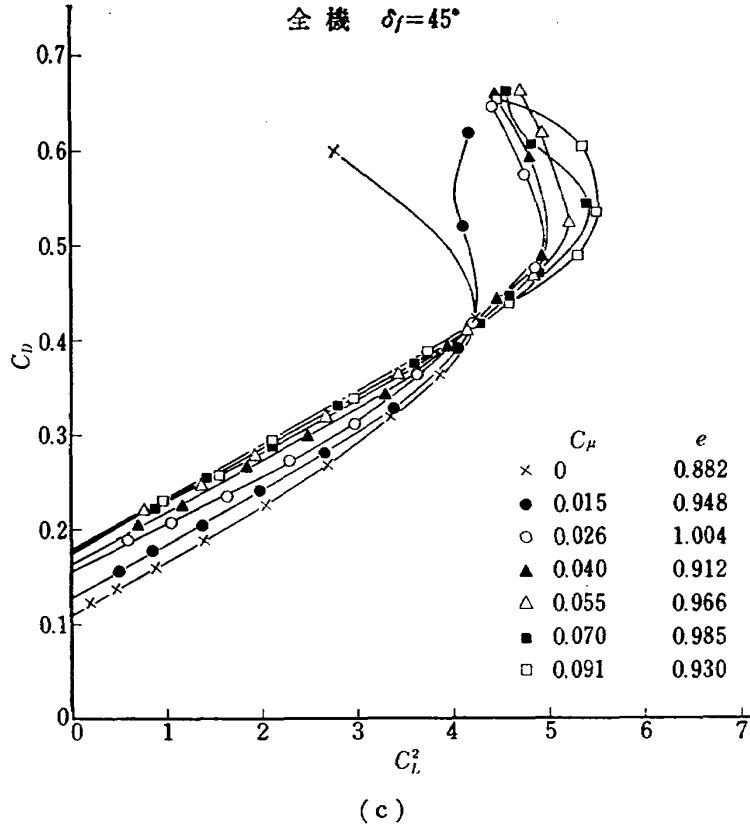


(a)



(b)

付図4 ジェットフラップ効果 (揚抗特性; e : airplane efficiency)



付 図 4 (つづき)

- | | | | |
|---------|---|-----------|----------------------------------|
| TR-289T | Transient Hypersonic Leading-Edge Flow | Jun. 1972 | Katsuhisa KOURA |
| TR-290 | 二自由度回転駆動検出型ジャイロの研究
Study of a Rotary-drive Vibratory-output
Two-degree-of-freedom Gyro | 1972年7月 | 山田 博 |
| TR-291 | はり板結合構造物の振動 (III)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures (III) | 1972年7月 | 嶋 武敏, 林 洋一
多田保夫, 戸田 勤
日下和夫 |
| TR-292 | 翼型の非圧縮乱流ウェーク流の近似計算法
—対称ウェーク流の場合—
An Approximate Calculation Method of
Incompressible Turbulent Wakes behind
Aerofoils
—Symmetrical Wake Flow Case— | 1972年7月 | 石田洋治 |
| TR-293 | き裂先端塑性域に線形な応力分布のある弾塑性モデルの解析
An Elastic-Plastic Analysis of a Crack with
Linearly Distributed Stress in the Plastic
Zone | 1972年7月 | 寺田博之 |

航空宇宙技術研究所報告294号

昭和47年8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)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
