

UDC 533.682:537.694.71  
629.735.014.16

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-201

FA-200 改機の風洞試験 (Ⅲ) 地面効果

広末健一・高橋宏  
桑野尚明・小野孝次

1970年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |         |   |          |                                       |
|---------|---|----------|---------------------------------------|
| TR-181  | 振動翼における表面非定常圧力の測定<br>—失速フラッタの研究(Ⅲ)—<br>Unsteady Surface Pressure on an Oscillating<br>Aerofoil at High Mean Angles of Attack<br>with Special Reference to Stall Flutter                       | 1969年8月  | 中村泰治, 磯貝紘二<br>江尻 宏                    |
| TR-182  | 点束縛のある板の振動について<br>On the Natural Vibration of Plates Re-<br>strained at Several Points  | 1969年9月  | 塙 武敏, 多田保夫<br>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<br>的研究<br>—隙間のあるピン接合部—<br>Experimental Investigation of Strength of<br>Axial Flow Compressor Blade Root<br>—Pin Joint Lug having Clearance bet-<br>ween Pin and Pin Hole | 1969年9月  | 池田為治, 山岸 崇                            |
| TR-184  | An Improved Method of Designing and<br>Calculating the Minimal Wave Drag<br>Configuration by Supersonic and Moment-<br>of-Area Rules  | 1969年10月 | Kenneth K. Yoshikawa                  |
| TR-185  | FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射に<br>よる加熱実験<br>Thermal Characteristics of FRP Rocket<br>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<br>The Analysis Transmission-line Rocket<br>Antennas  | 1969年12月 | 田畑浄治, 桜井善雄<br>三浦雅男, 松崎良継<br>塚本 憲      |
| TR-187  | ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究<br>A Magnetic Attitude Measuring Instrument<br>Applying the Holl Effect   | 1969年12月 | 木村 茂, 田畑浄治<br>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<br>Analysis of the Anisoelastic Errors of a<br>Floated Single Degree of Freedom Inte-<br>grating   | 1970年1月  | 大月正男, 新宮博公雄<br>田畑浄治, 鈴木孝雄<br>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<br>ッドシミュレーション<br>The Hybrid Simulation of Guided and<br>Controlled Flight of Rocket  | 1970年1月  | 興石 肇, 中正夫<br>森 英彦, 大石晃造<br>冠 昭夫, 本間幸造 |
| TR-190  | 超音速における鈍い物体の干渉<br>Interaction of Blunt Bodies in Supersonic<br>Flow   | 1970年2月  | 谷 喬, 河本 巖<br>榊原盛三, 野田順一               |
| TR-191  | Nearly-Free-Molecule-Flow の物体抵抗<br>Drag Measurment in Nearly-Free-Molecule-<br>Flow Regime  | 1970年2月  | 恩 地 瑛, 山本稀義                           |
| TR-192T | Transient Couette Flow of Rarefied<br>Binary Gas Mixtures   | 1970年3月  | Katsuhisa Koura                       |
| TR-193  | サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サ<br>ーボ系のシミュレーション研究<br>Simulations Study of Hydraulic Servo System<br>with Consideration of Non-Linear Flow<br>Characteristic of Servo Valve                               | 1970年3月  | 興石 肇, 鈴木崇弘<br>中村光義                    |
| TR-194  | 直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差<br>—観測および制御システムの誤差の影響—<br>Guidance Errors<br>The Effects of the Navigation and<br>Contral Systems on the Guided Trajec-<br>tories—  | 1970年5月  | 松島弘一, 新田慶活<br>大坪孔治, 志甫 徹              |

# FA-200 改機の風洞試験(Ⅲ) 地面効果\*

広末 健一\*\*・小野 孝次\*\*

高橋 宏\*\*\*・桑野 尚明\*\*\*

## Low Speed Wind Tunnel-Tests of the FA-200-XS Airplane Model Influenced with Ground Effects

By Kenichi HIROSUE, Takatugu ONO, Hiroshi TAKAHASHI  
and Naoaki KUWANO

Tests were conducted in the NAL 6-m. low-speed wind tunnel for the investigation of the effects of ground proximity on the static longitudinal characteristics of the FA-200-XS airplane model. The ground was simulated by a moving-belt test rig.

The tests described in this report cover cases of flap deflection with boundary layer control at power-on and -off conditions. The effectiveness of elevator at ground proximity is also investigated.

### 1. まえがき

本地面効果風洞試験は、単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) の一連の試験として、離着陸に関する空力特性を明らかにし、飛行試験との比較資料を得る目的で行なったものである。これはまた、前回報告した高揚力装置付き風洞試験 (TM-154)<sup>2)</sup> に引続き同じく STOL 化した形態の模型について行なったもので、舵面の吸込み BLC なき場合は昭和 43 年 2 月に行ない、続いて BLC 吸込みができるよう模型を改造して BLC 吸込みありの試験を同年 9 月大型低速風洞において実施した。

地面の表現には航空機と地面の相対的速度条件が等しくできるランニングベルト装置を使用した。

### 2. 記号

- $C$ : 主翼の空力平均翼弦長 (MAC) [m]  
 $C_D$ : 抗力係数 (プロペラ付きの場合は推力が含まれる)  $= \frac{\text{抗力}}{qS}$   
 $C_L$ : 揚力係数  $= \frac{\text{揚力}}{qS}$   
 $C_m$ : 縦揺れモーメント係数  $= \frac{\text{縦揺れモーメント}}{qSC}$

- $C_Q$ : 吸込み流量の係数  $= \frac{Q}{V_0 S}$   
 $H$ : 模擬地面 (ベルト) 上主翼空力中心までの距離 (図 10 参照) [m]  
 $Q$ : 舵面開孔部から吸込まれる空気の体積 (空気密度は標準状態) [m<sup>3</sup>/s]  
 $q_0$ : 一様流の動圧 [kg/m<sup>2</sup>]  
 $q$ : 模型主翼位置の動圧 [ " ]  
 $T_c'$ : プロペラ推力係数  $= \frac{\text{プロペラ推力}}{q_0 S}$   
 $V_0$ : 一様流の風速 [m/s]  
 $V$ : 地面 (ベルト) 上任意高さの風速 [ " ]  
 $V_B$ : ランニングベルトの速度 [m/s]  
 $\alpha$ : 胴体基準線の迎角 [deg.]  
 $\delta_a'$ : Drooped Aileron 角 [ " ]  
 $\delta_e$ : 昇降舵角 [ " ]  
 $\delta_f$ : フラップ角 [ " ]  
 $\Delta(\ )$ : 基準値との差  
 $(\ )_\alpha$ :  $\alpha$  微係数 [1/deg.]  
 $(\ )_{\delta(\ )}$ :  $\delta(\ )$  微係数 [ " ]  
機体の軸系は基準点 (25% C) を含む安定軸についてである。

### 3. 風洞, 模型, ランニングベルト装置 および計測装置

(a) 風洞

\* 昭和 45 年 5 月 11 日受付  
\*\* 飛行実験部  
\*\*\* 空気力学第二部

航空宇宙技術研究所大型低速風洞<sup>(1)</sup>測定部開放型、  
高さ 5.6m, 幅 4.6m。

(b) 模型

供試模型は縮尺 1/3 のSTOL 化した形態の全機模型で前回の試験 (TM 154) に用いたものと同じであるが、地面効果試験用として、一本支柱上部からの模型支持、内装天秤取付ができるよう一部改修を加えたものである。模型の三面図を図 1 に、主要目を表 1 に示す。

尾翼は水平尾翼、垂直尾翼を取去った尾翼なしの状態にできる。

脚は、ランニングベルトを使用するため接触により模型または天秤が損傷しないようすべて取り除いた状態とした。

舵面吸込み用開孔部は実機に採用された No. 2 の形態<sup>2)</sup>(フラップは後縁から 77.5% C まで、Drooped Aileron は 85% C までふさいだ状態である。開孔部の面積は舵角によって変わる) である。

模型プロペラは直径 627 mm, 2 枚翅, プロペラピッチ角 17° (半径 75% 位置) の一種類で試験した。 $V=15\text{ m/s}$  の rpm 対  $T_c'$  の関係を図 2 に示す。これ

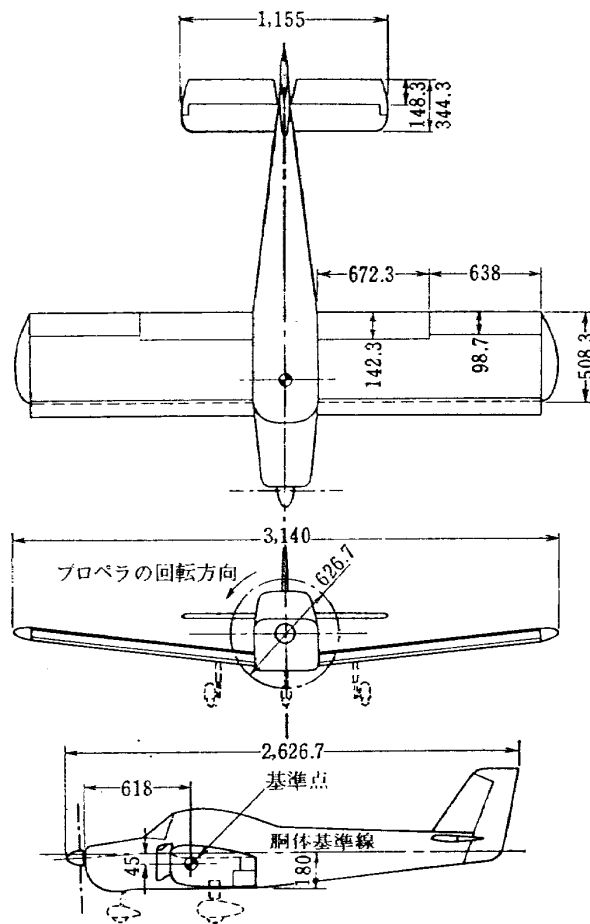


図 1 模型の三面図 (単位 mm)

表 1 模型の空力関係諸元

項 目		寸 度	備 考	
主 要 諸 元	基準長 MAC	m <sup>2</sup>	0.5083	スピナー部を含まない
	基準面積 (胴体部を含む主翼面積)	m <sup>2</sup>	1.5556	
	基準点 (25%MAC) 機首より	m	0.618	
	胴体下面より	m	0.135	
主 翼	翼 幅	m	3.140	U-615M
	弦 長	m	0.5083	
	空力平均翼弦長	m	0.5083	
	面 積 (胴体部を含む)	m <sup>2</sup>	1.5556	
	アスペクト比 (胴体部を含む)		6.34	
	後 退 角	deg.	0	
	上 反 角	deg.	7	
	取 付 角	deg.	2.5	
	ねじり下げ	deg.	0	
	翼 型		U-615M	
補 助 翼	翼 幅	m	0.638	片翼幅
	翼 弦	m	0.0987	
	面 積 (一对)	m <sup>2</sup>	0.125	
フ ラ ッ プ	型 式		Plaine 型	片翼幅
	翼 幅	m	0.6723	
	弦 長	m	0.1423	
面 積 (一对)	m <sup>2</sup>	0.190		
ス ト ラ ッ ク	翼 幅	m	1.3103	片翼幅
	弦 長	m	0.0935	
水 平 尾 翼	翼 幅	m	1.155	
	弦 長	m	0.3443	
	面 積	m <sup>2</sup>	0.3685	
	アスペクト比		3.62	
	上 反 角	deg.	0	
	後 退 角	deg.	0	
	取 付 角	deg.	0	
	昇降舵弦長	m	0.1483	
昇降舵面積 (一对)	m <sup>2</sup>	0.1552		
尾翼容積 $S_c \cdot l_t / S_c$		0.678		
垂 直 尾 翼	面 積	m <sup>2</sup>	0.1662	
	方向舵面積	m <sup>2</sup>	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	
	幅	m	0.3686	
	全 長	m	2.627	
	プロペラ直径	m	0.6267	二翅

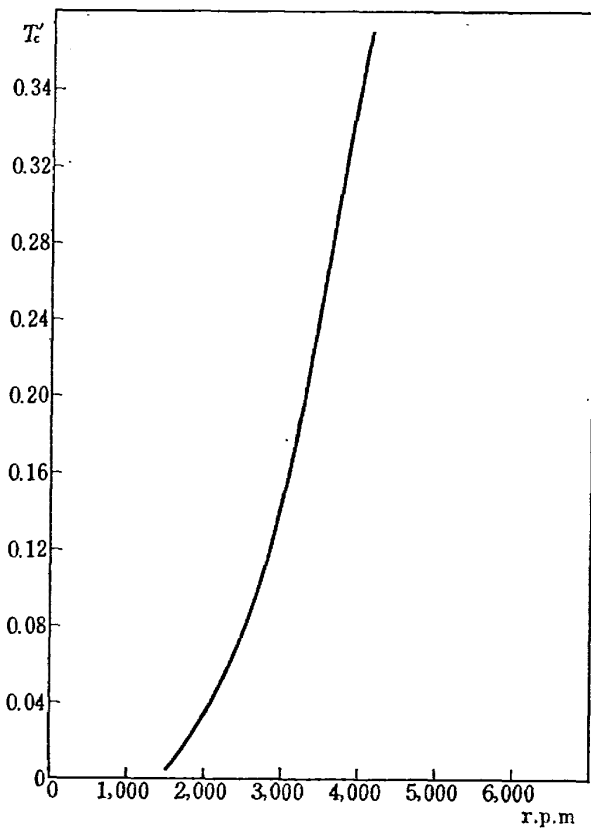


図 2 プロペラ特性  $T_c \sim$  r.p.m., プロペラピッチ角  $17^\circ$ ,  $V=15\text{m/s}$

は推定計算値で、前回<sup>2)</sup>に用いたものと同じ手法により求めたものである。

(c) ランニングベルト装置

ランニングベルト装置<sup>3)</sup>は大型低速風洞におけるV/STOL機の研究設備として設けられたもので、風洞測定部に設置した同装置の側面図、平面図の概略を図3,4に示す。模擬地面となるランニングベルトは継目のない3プライ布製のエンドレスベルトで幅4.2m、有効長さ3.15mで、駆動、従動の二つのローラに掛けられている。ベルトの張力は従動側ローラの移動によって与え、走行するベルトの平面保持はベルト下面吸引函からの吸込み空気によっている。両ローラはクラウンを持っているがなお走行中ベルトが左右に次第に片寄って行くのを防止するために遠隔操作によって駆動側ローラ的一端を気流方向に前後させることができるようになっている。

地面と模型の相対的な高さは測定部床下の昇降台に固定されたランニングベルト装置全体を上下させ変える方式をとっている。その上下可動範囲は1.5mで風洞中心について見れば下方に0.3m~1.8mの範囲に変えられる。

ランニングベルト装置を風洞内に入れるとその阻塞

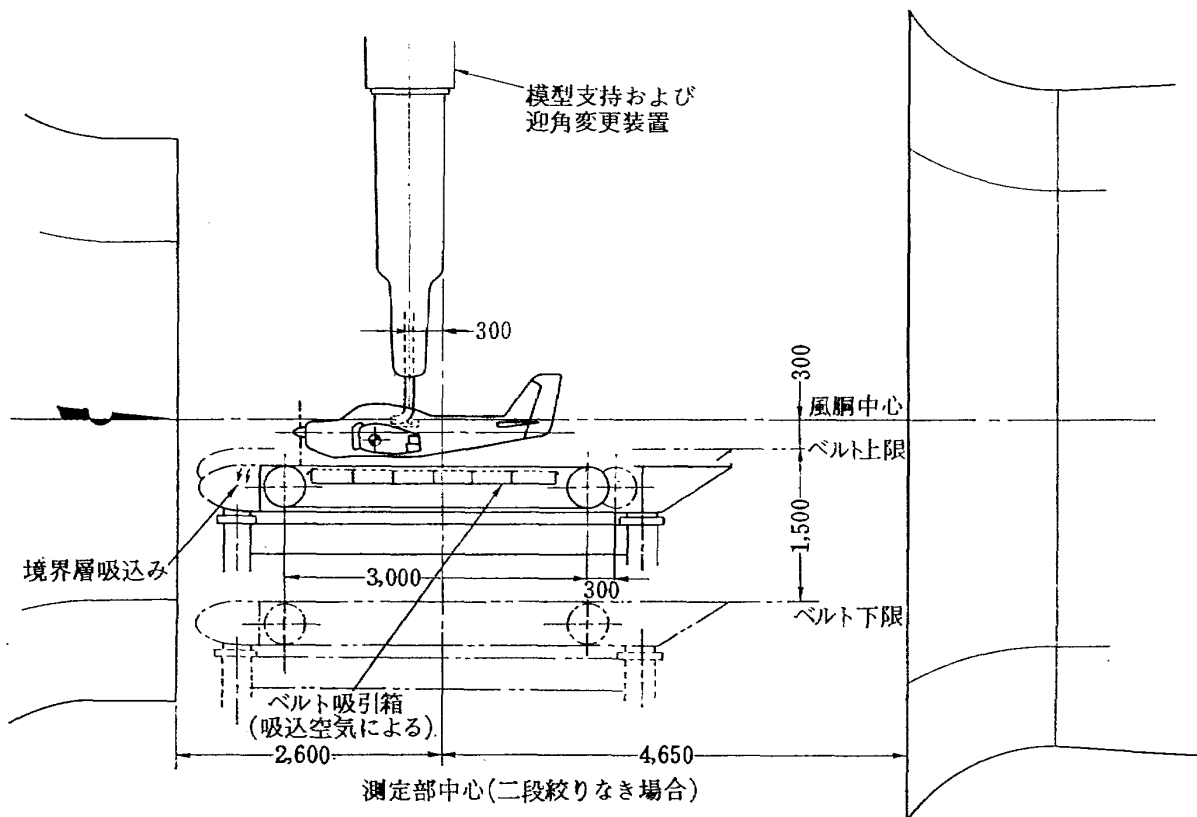


図 3 ランニングベルト装置・模型・風洞との関連 (側面図)

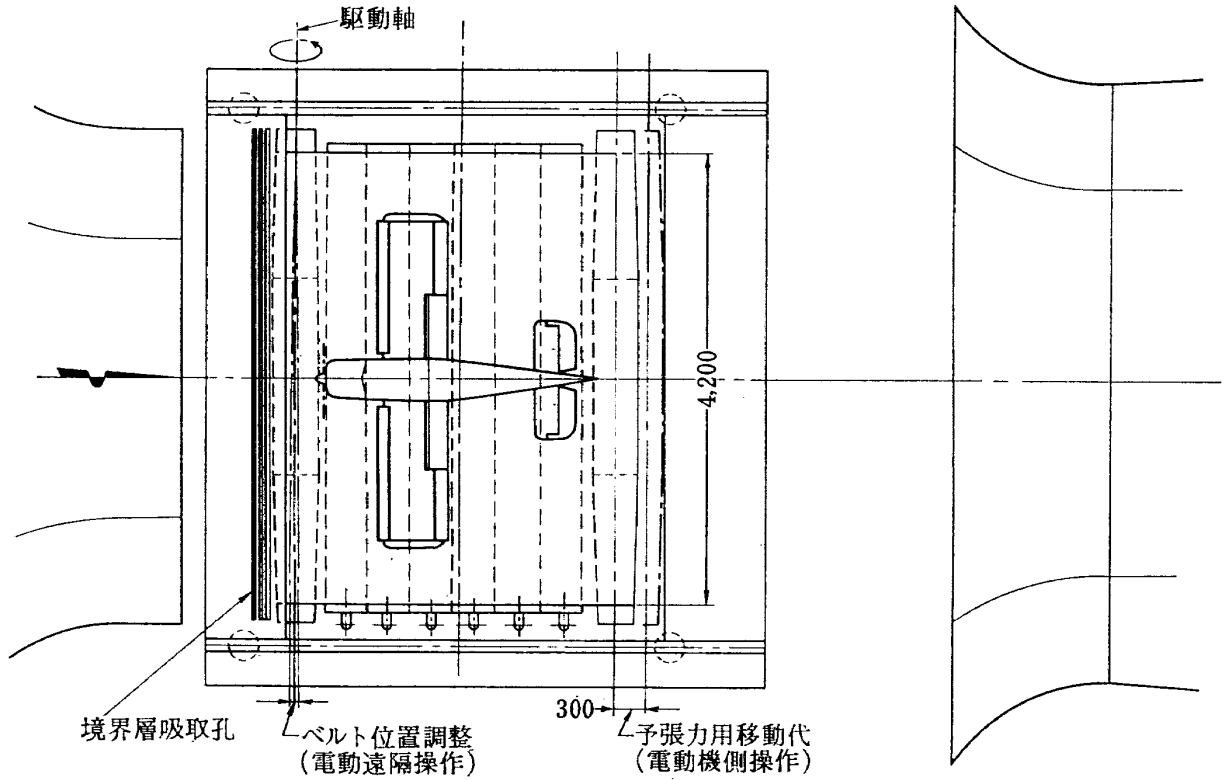


図 4 ランニングベルト装置 (平面図)

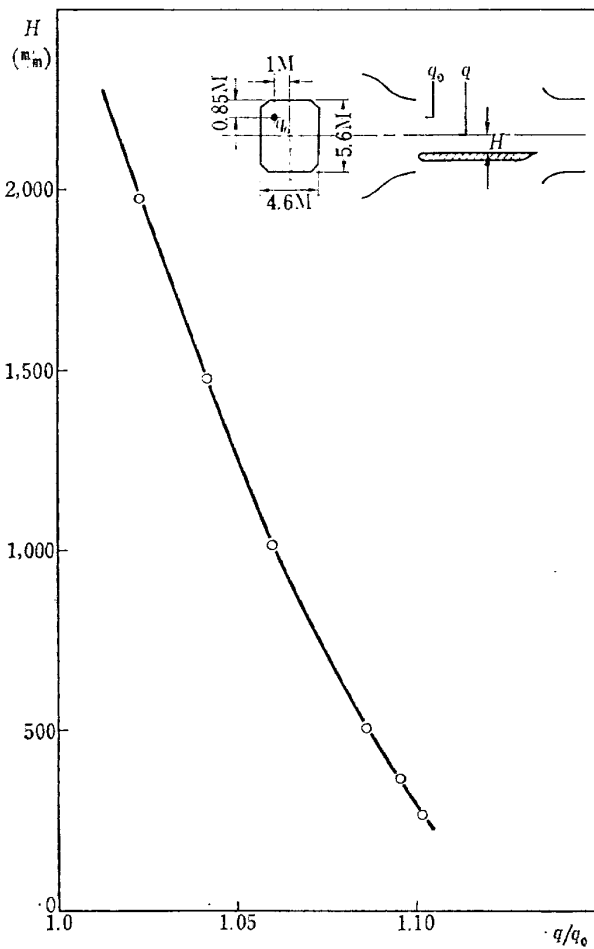


図 5 地面の高さによる模型主翼位置の動圧の変化

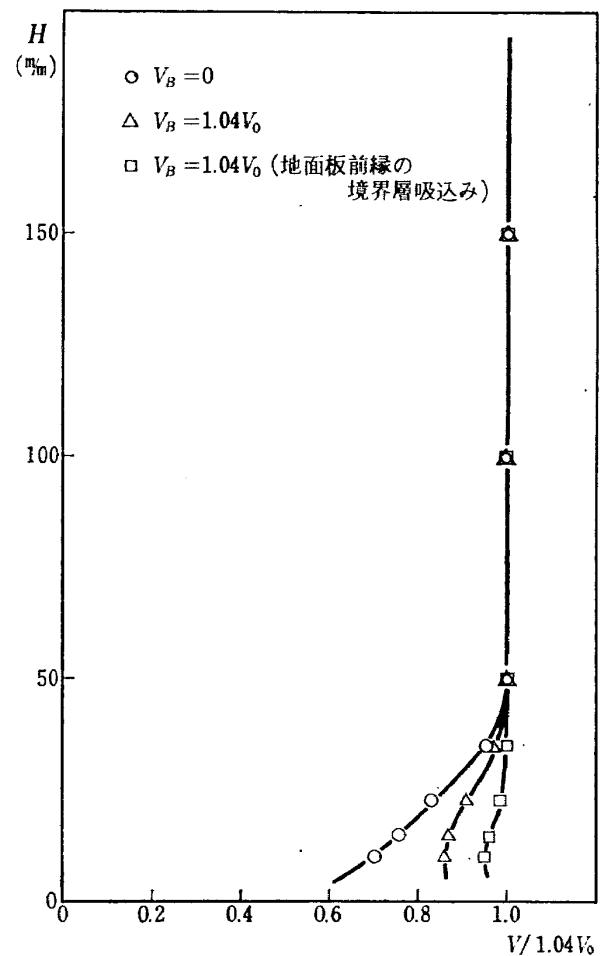


図 6 ベルト上面の境界層 (模型の主翼位置),  $V_0=15\text{m/s}$

効果で模型位置の動圧が変化することがわかった。この関係を図5に示す。接地状態で模型の主翼位置の風速は約5%高くなっている。実際には $q_0$ に対し空気を測定しているから図5から $q$ を求め $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$ を計算している。

模擬地面となるベルト上面の境界層を楕型ピトーで測った結果を図6に示す(楕型ピトー先端位置は吹口から2,170mm,  $V_0$ は15m/s)。ベルトが気流と同じ速度で走行し、かつ装置の前縁部から境界層を吸込んだ場合境界層の影響はほとんどなくなっている。ベルト上の高さ50mm以上では各ケースとも $V/1.04$   $V_0$ が1となりベルト走行、停止による差異がなくなる。

#### (d) 計測装置

機体の三分力測定には内装天秤 No. 1 を使用した。その天秤容量は揚力  $\pm 440$  kg, 抗力  $\pm 100$  kg, 縦揺れ

モーメント  $\pm 72.6$  kg-m。

プロペラについては回転数をタコジェネレータで計測し、図2から15m/sにおける $T'_c$ を求めた。

計測したデータはA-D変換機を通して記録し、後電子計算機処理を行なった。測定は試験点ごとに3回計測しその平均値をとっている。

#### 4. 試験方法および境界修正

試験項目は表2に示した通りである。

$\delta_f=50^\circ$  と  $35^\circ$  についてはDrooped Aileron との組合せとし、前者では $\delta_a'$ を $20^\circ$ 、後者では $10^\circ, 20^\circ$ とした。地面効果による影響は $C_L$ の大きい $\delta_f=50^\circ$ ・ $\delta_a'=20^\circ$ のときが大きいと考え、このケースは比較の詳細に、また尾翼なしについても試験している。

最初図7のような模型支持で舵面吸込みBLCのない場合について、フラップ角、 $T'_c$ 、地面の高さを変

表2 試験項目

項目	状態	$\delta_f$	$\delta_a'$	$C_Q$	$T'_c$	H/C	図
ランニングベルト効果	全機	50	20	0.003	0	0.67	12
"	"	"	"	0	"	"	13
"	"	"	"	"	"	0.43	14
H/C変化	全機, 尾翼なし	"	"	"	"	0.43~ $\infty$	15~17, 21
"	"	"	"	"	0.3	0.67~ $\infty$	18, 22
"	"	"	"	0.003	0	0.43~ $\infty$	19, 23
"	"	"	"	"	0.3	0.67~ $\infty$	20, 24
"	全機	35	10	0	0	"	25
"	"	"	"	"	0.3	0.67~2.0	26
"	"	"	20	0.003	0	0.67~ $\infty$	27
"	"	15	0	0	"	"	28
"	"	"	"	"	0.3	0.67~2.0	29
フラップ効果	"	0, 15	"	"	0	0.67	30
"	"	35	10	"	"	"	"
"	"	50	20	"	"	"	"
"	"	0, 15	0	"	0.3	"	31
"	"	35	10	"	"	"	"
"	"	50	20	"	"	"	"
"	"	0, 15	0	0.003	0	"	32
"	"	35	10, 20	"	"	"	"
"	"	50	20	"	"	"	"
"	"	0, 15	0	"	0.3	"	33
"	"	35	10, 20	"	"	"	"
"	"	50	20	"	"	"	"
プロペラ効果	"	"	"	0	0~0.3	"	34
"	"	"	"	0.003	"	"	35
昇降舵効果	"	"	"	0, 0.003	0, 0.3	"	36, 37

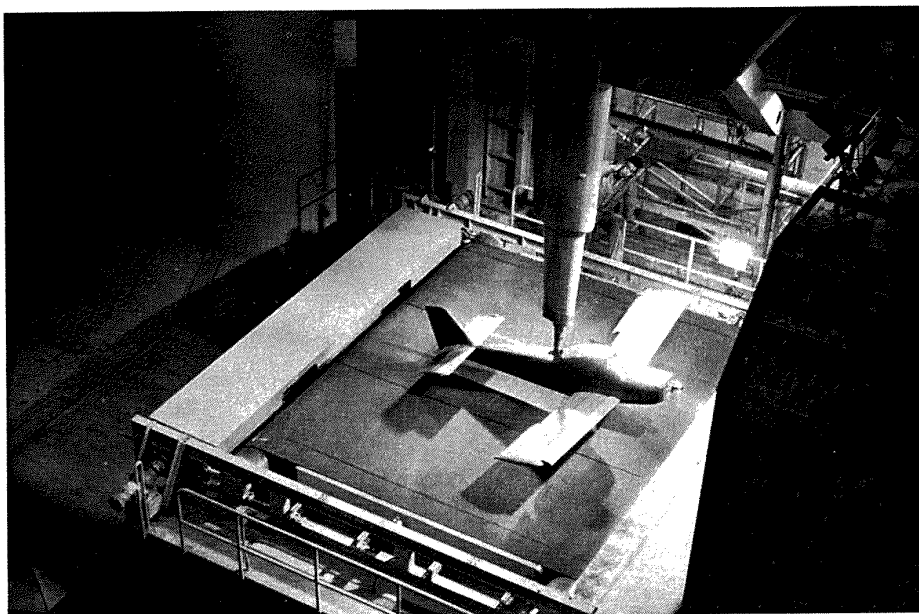


図 7 試験中の模型（舵面吸込み BLC なし）

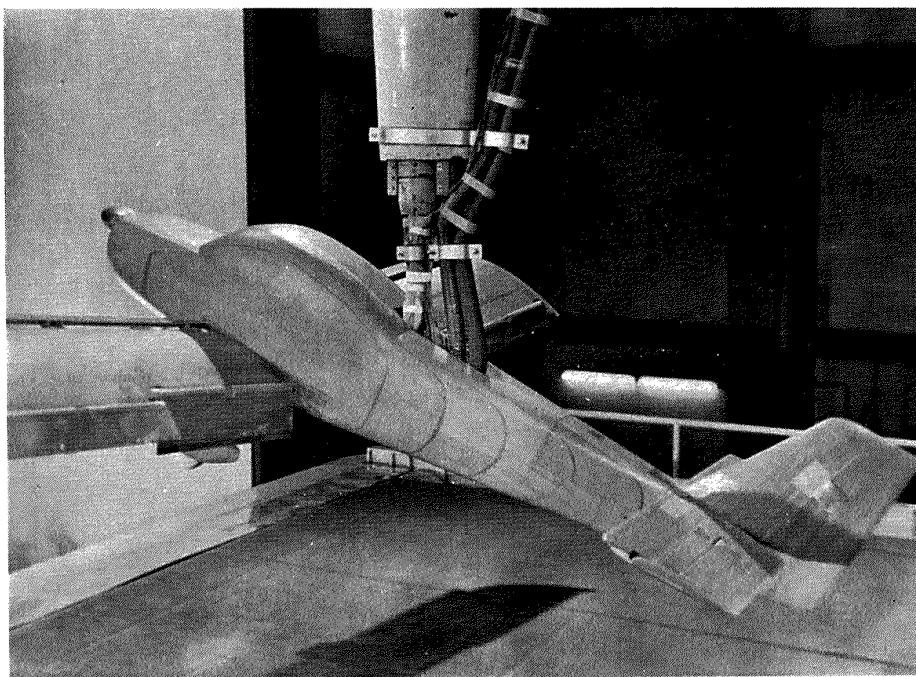


図 8 試験中の模型（舵面吸込み BLC あり）

えて試験し、後模型を改造して BLC 吸込みありの試験を、同じ項目について行なった。BLC 吸込みがある場合の模型と吸込みダクトの関係を図 8, 9 に示す。フラップと Drooped Aileron の流量調節弁の開度については予備試験を行ない、前回の吸込み量と同じになるように調整した。

地面の高さ  $H$  は図 10 に示したように主翼の空力中心（ $1/4$  MAC 翼弦線上にあって、胴体基準線より 66 mm 下方の位置）からベルトまでの距離としてい

る。なお  $H$  は MAC で割り無次元化した  $H/C$  で示すことにする。接地状態の  $H/C=0.67$  である。

模型の空力中心と天秤の回転中心を合わせることができなかったため本実験での呼称  $H/C$  は実験迎角により変わる。すなわち試験結果の  $H/C$  は  $\alpha=0^\circ$  の値で示してあるから厳密に取扱う場合注意を要する。この関係を図 11 に示す。

試験風速は、ランニングベルトを長時間、安定して運転できる速度に合せ 15 m/s とした。



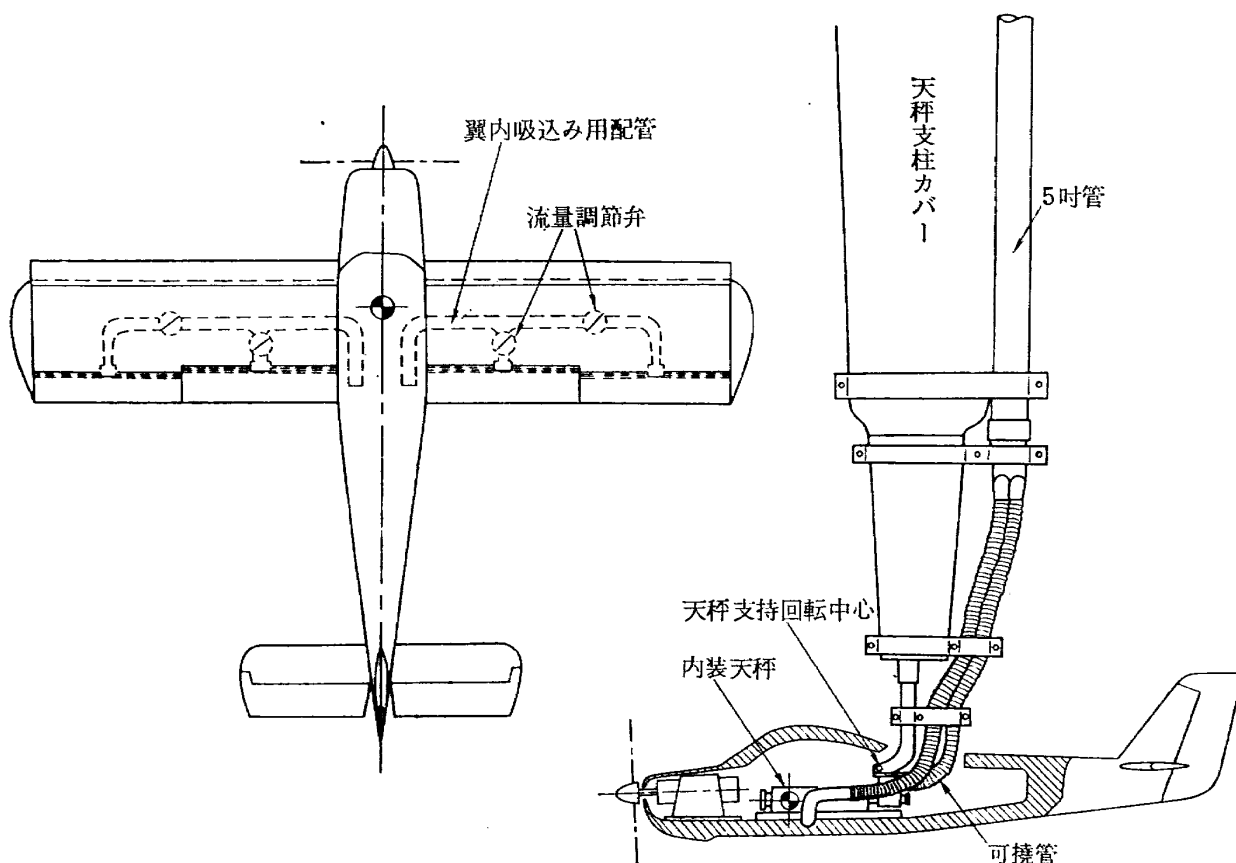


図9 吸込みダクト系の概略

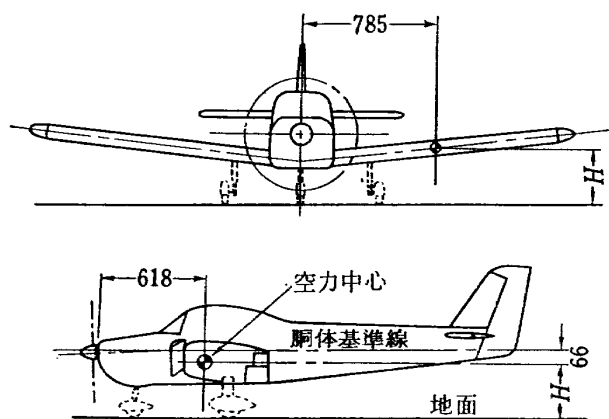


図10 地面の高さ  $H$  の測り方  
(接地状態の  $H=340$  mm)

試験レイノルズ数は主翼の MAC 基準で  $0.48 \times 10^6$  の程度となる。

風洞境界修正は  $H/C = \infty$  の開放矩形断面についてのみ行なうこととし、Theodorsen<sup>4)</sup>の方法により修正係数を求め、迎角、抗力の測定値に対し修正を施こした。修正量は次の通りである。

$$\Delta\alpha = -0.49 C_L$$

$$\Delta C_D = -0.0083 C_L^2$$

地面がある場合の修正量は付録に示したように小さ

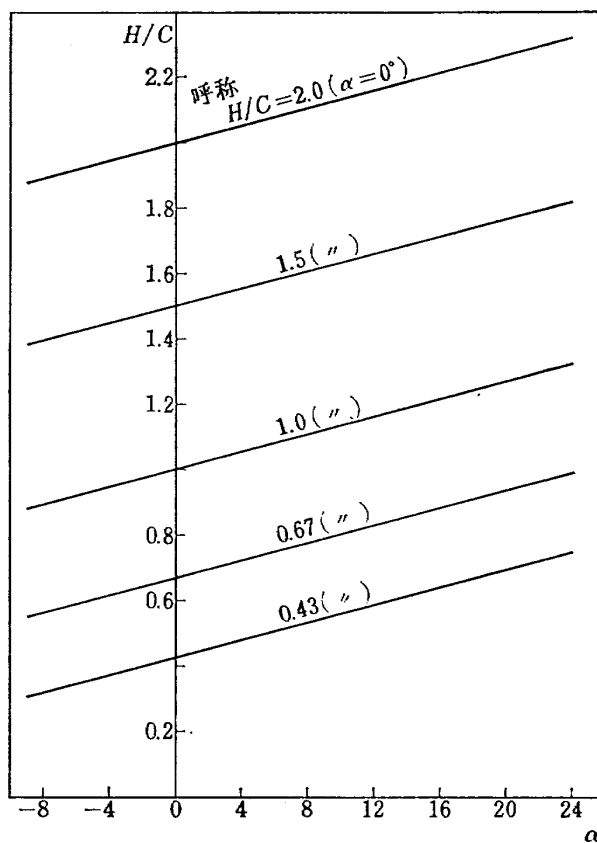


図11 迎角によって変わる  $H/C$  の値

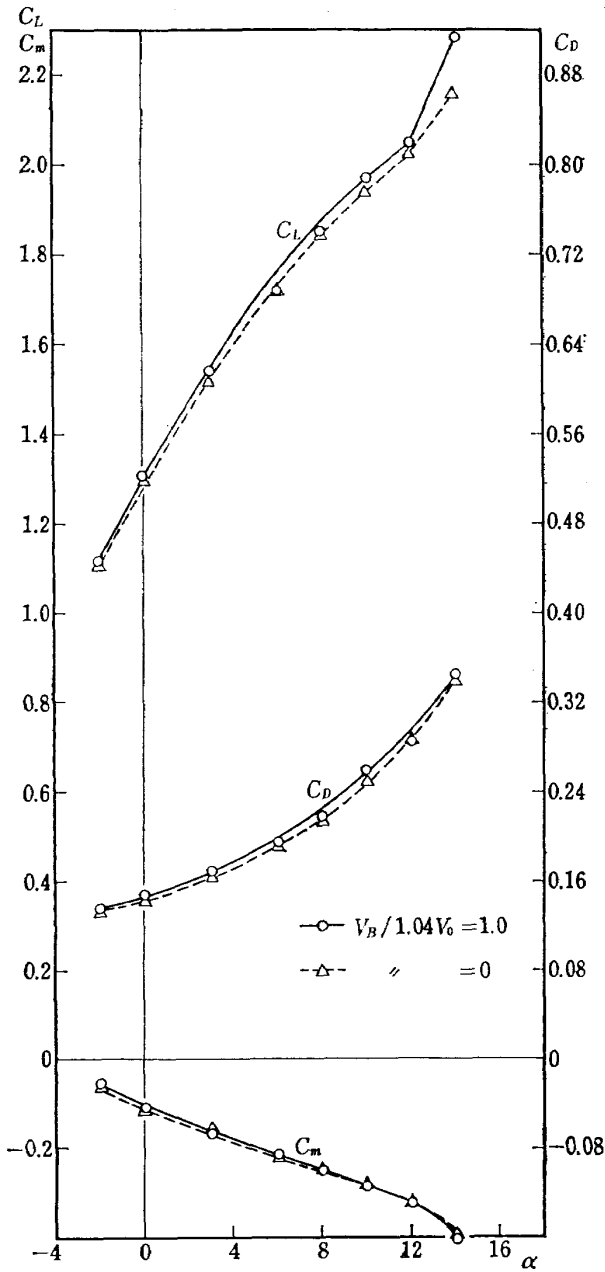


図 12 ランニングベルトの効果  
全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ$ ,  
 $T_c'=0, C_Q=0.003, H/C=0.67$

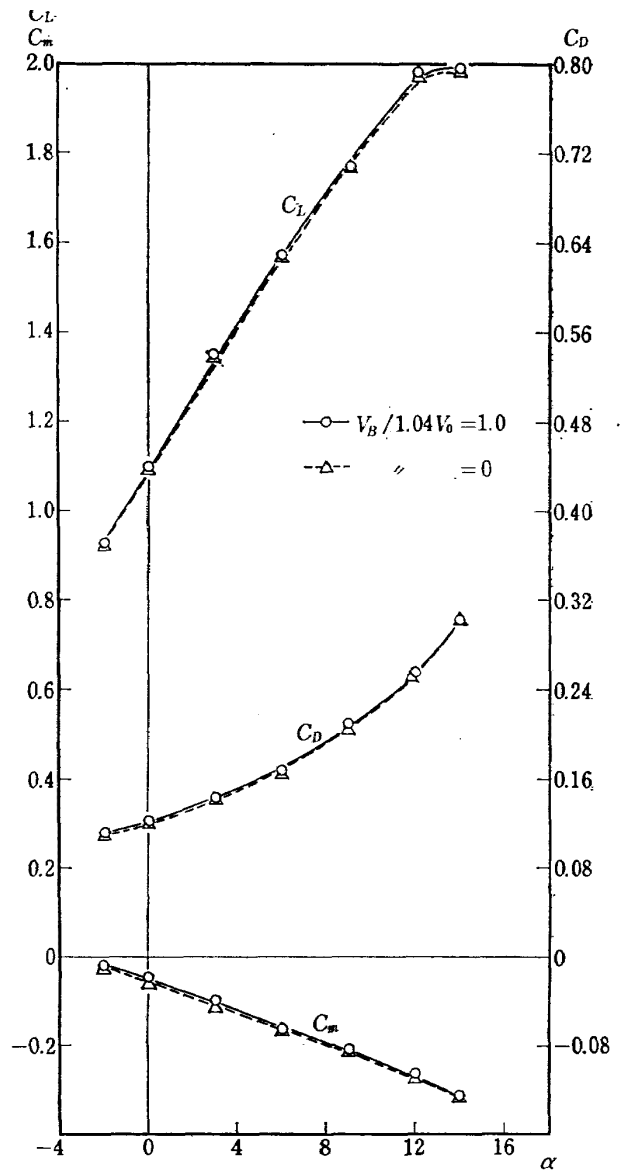


図 13 ランニングベルトの効果  
全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ$ ,  
 $T_c'=0, C_Q=0, H/C=0.67$

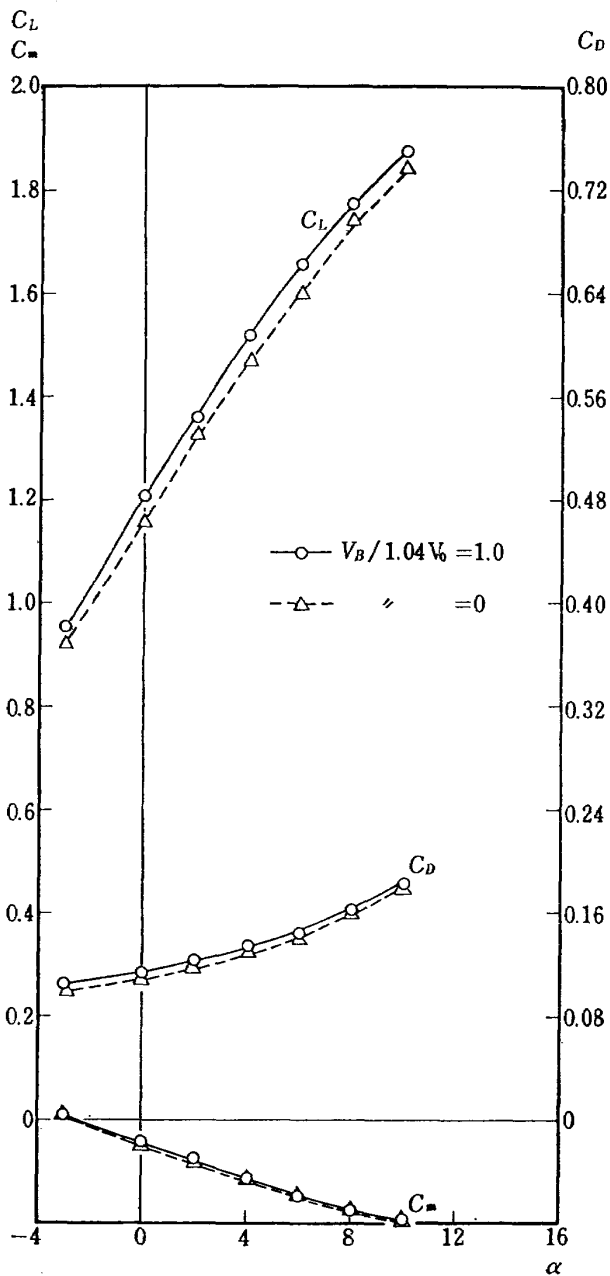


図 14 ランニングベルトの効果  
全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ ,  
 $T_c'=0, C_0=0, H/C=0.43$

いので施こしていない。

また天秤支柱覆の模型に及ぼす干渉についても小さいとみなして修正を施こしていない。

## 5. 試験結果およびその考察

### (1) ランニングベルトの効果

横型に働く空気力に及ぼすランニングベルトの走行、停止の影響は  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$  について調べた。その結果を図 12~14 に示す。

$H/C=0.67$  の接地状態では  $C_Q=0$  の場合ベルト停止、走行の差異が余りなく、 $C_Q=0.003$  でいくぶん

明瞭に現われている。いずれの場合も停止の方が同じ迎角について  $C_L, C_D, C_m$  は小さく出る。地面間隔をさらに小さくした  $H/C=0.43$  ではその関係がより顕著に現われている。 $C_L$  に対する影響が比較的大きい。

したがって以後の試験結果について、 $H/C=2.0$  以上ではランニングベルトの効果は小さいと考えベルトを停止したままで試験している。

### (2) 地面の高さによる影響

フラップ角,  $T_c', C_Q$  を変えた場合のそれぞれについて  $H/C$  を接地状態から  $\infty$  まで適宜に変えた三分力測定結果をフラップ角の大きい順に図 15, 18~29 に示す。

$H/C$  が小さくなるすなわち機体が地面に接近するにしたがって地面の影響を大きく受け、概括的に空気力は次のように変化している。

揚力は一定の迎角について見れば  $C_L, C_{L\alpha}$  が共に増し、大迎角でその増す割合が減る ( $C_{L\alpha}$  の増す割合はそれ程顕著なものではない)。失速が早まり、失速角,  $C_{Lmax}$  が共に小さくなっている。

$C_D$  については減少し、 $H/C$  が小さくなるほどその減少する割合が大きいの。しかし失速角が  $H/C$  によって変るため失速角以後は逆に増している。

$C_m$  について、全機は地面による主翼の吹下し角減少の影響を尾翼が受けて、大迎角でかなりの機首下げモーメントを生じ、 $|C_{m\alpha}|$  を増している。尾翼なしでは若干の機首上げモーメントを生じ、 $C_{m\alpha}$  を増している。

上記の  $C_L, C_D, C_m$  に対する傾向はフラップ角の大きい場合量的にも大となっている。

次に一例として図 15 を描き直して  $C_L \sim C_D, C_L \sim C_m$  の形にしたものが図 16 で、迎角によって変わる  $H/C$  を考慮した真の  $H/C$  に対する  $C_L, C_D, C_m$  の変化に直したものが図 17 である。地面効果は鏡像で置換えて考えられるから、鏡像の影響による実機の有効迎角の増加すなわち  $C_L$  の増加と、 $C_{L\alpha}$  の増加および誘導抗力の減少があつてこれらは  $H/C$  が小さいほど大きくなるのが理解できる。当然  $\partial C_L / \partial C_D$  は大となっている。他の図 18~29 についてもこれに近い曲線が得られる。

プロペラがある場合  $H/C$  が小さくなるにしたがって、プロペラ後流が地面によって曲げられ、胴体、尾翼がその影響を大きく受けるため、 $C_D$  に対する寄与が大きい。 $T_c'=0$  に比べ、 $C_D$  の減少の程度が小さく、機首下げモーメント、 $|C_{m\alpha}|$  は共に若干大となっている。

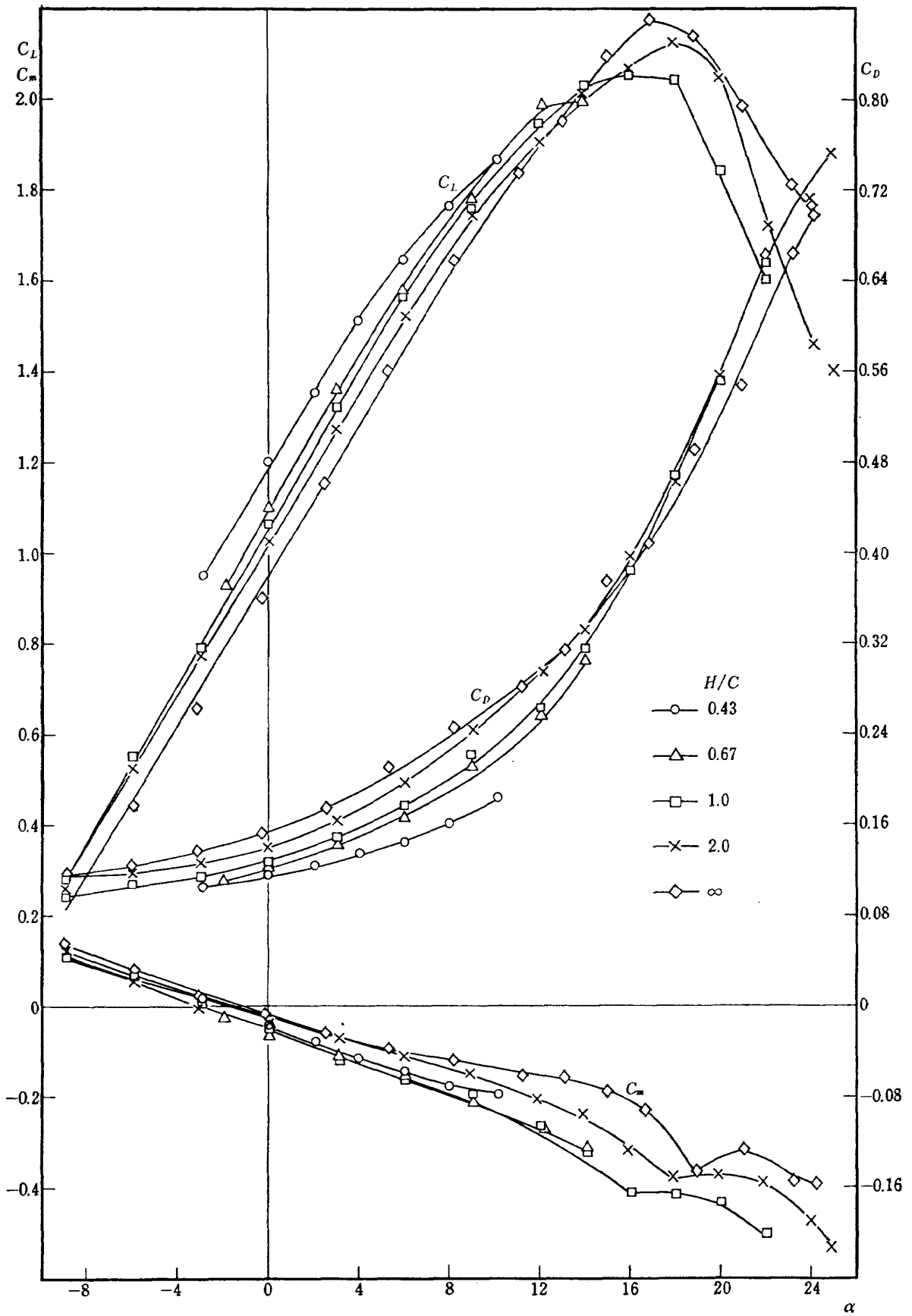


図 15 全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ ,  $C_Q=0$ ,  $T_c'=0$

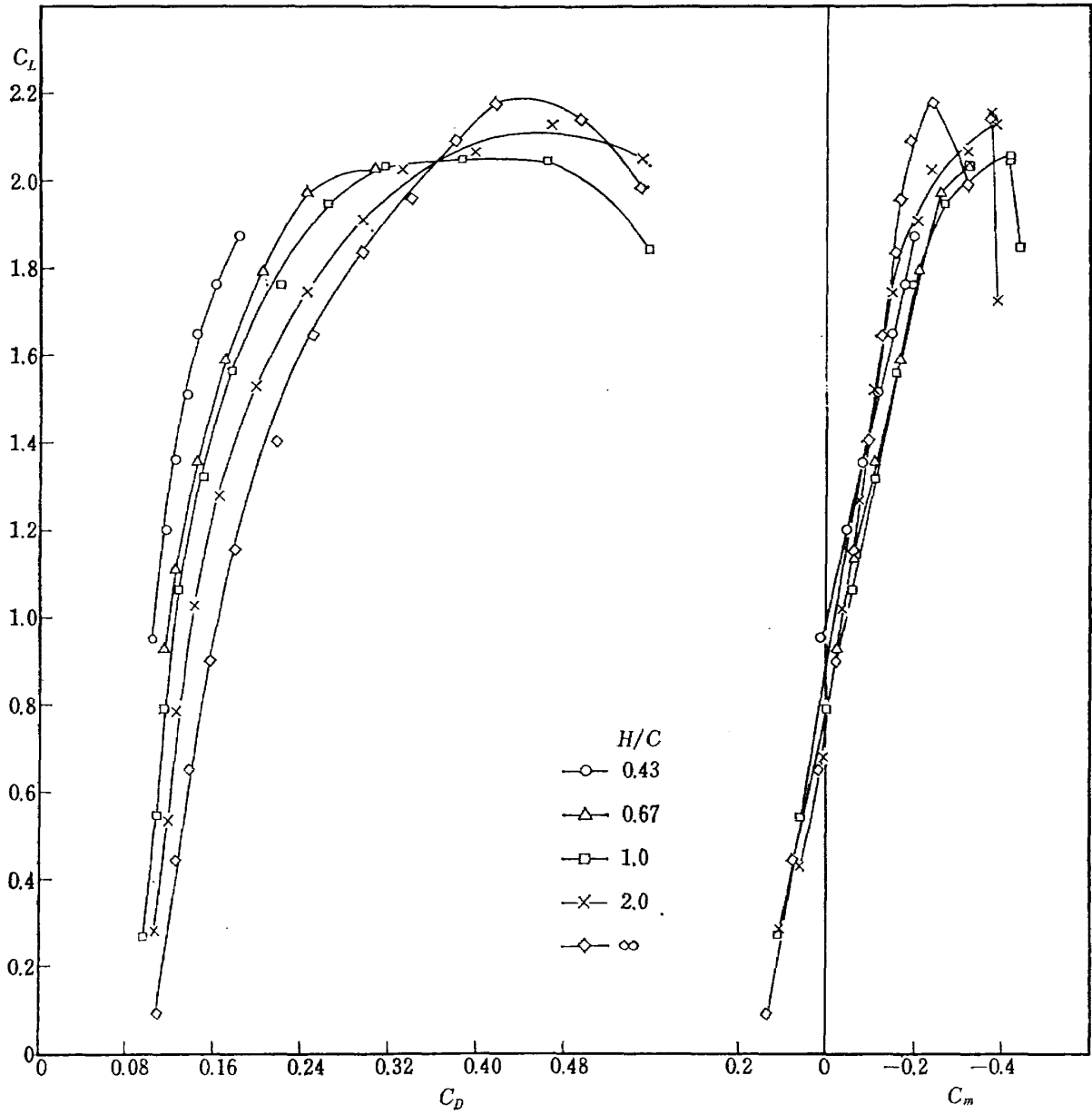


図 16 全機,  $\delta_f = 50^\circ \cdot \delta_a' = 20^\circ$ .  $C_Q = 0$ ,  $T_c' = 0$

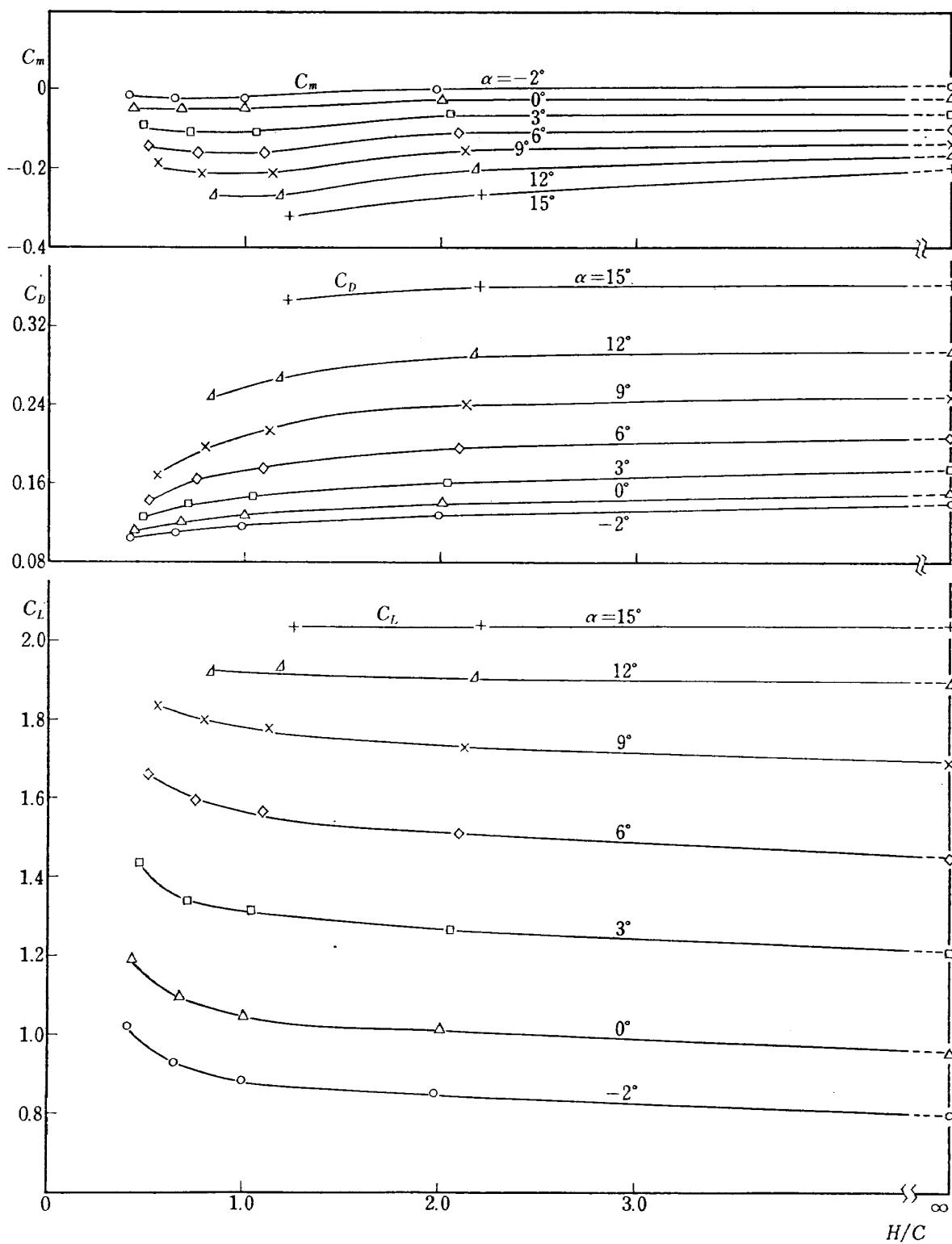


図 17 全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ, C_Q=0, T_c'=0$

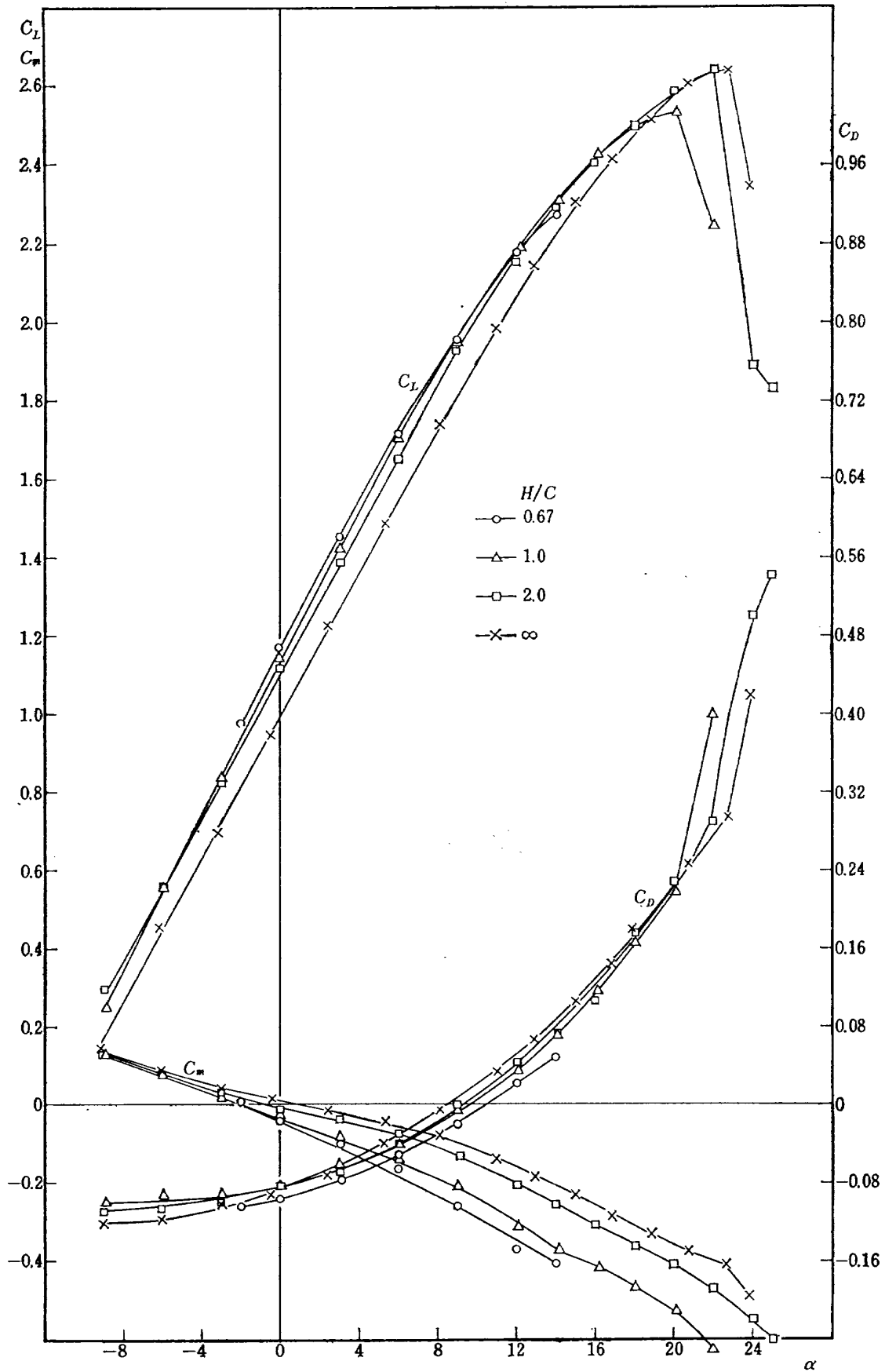


図 18 全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ ,  $C_Q=0$ ,  $T_e'=0.3$

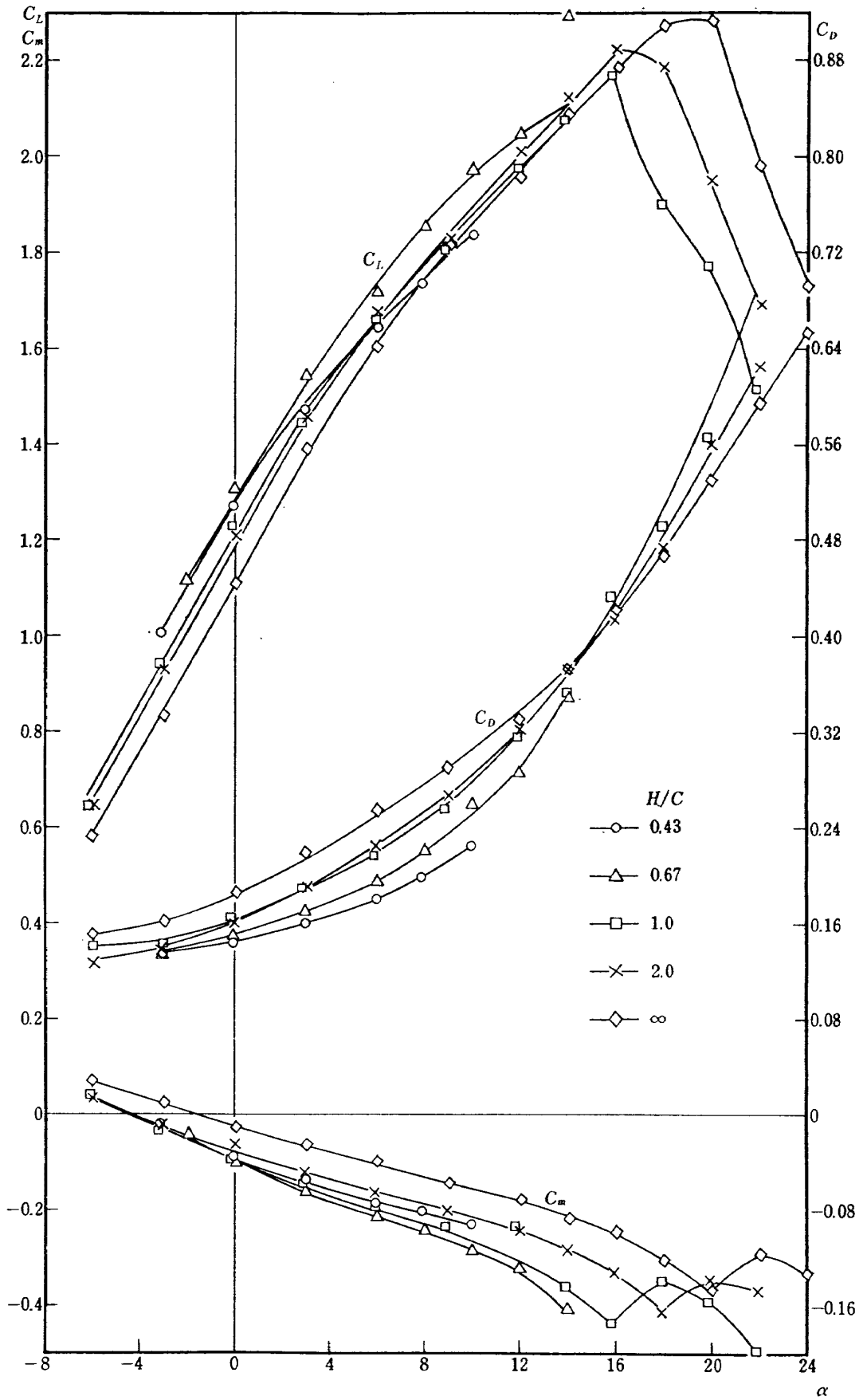


図 19 全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ ,  $C_Q=0.003$ ,  $T_c'=0$



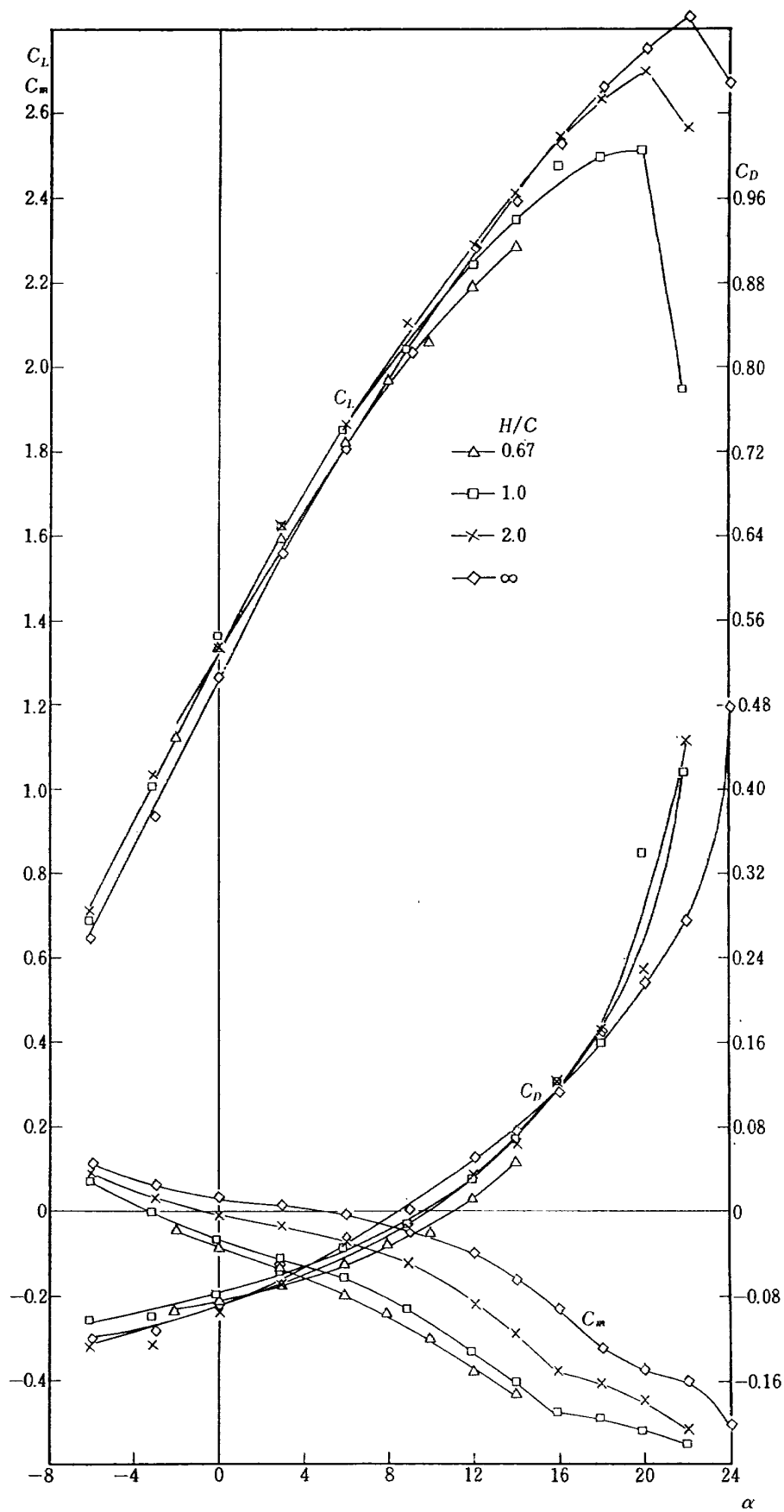


図 20 全機,  $\delta_f = 50^\circ \cdot \delta_{\alpha'} = 20^\circ$ ,  $C_Q = 0.003$ ,  $T_c' = 0.3$

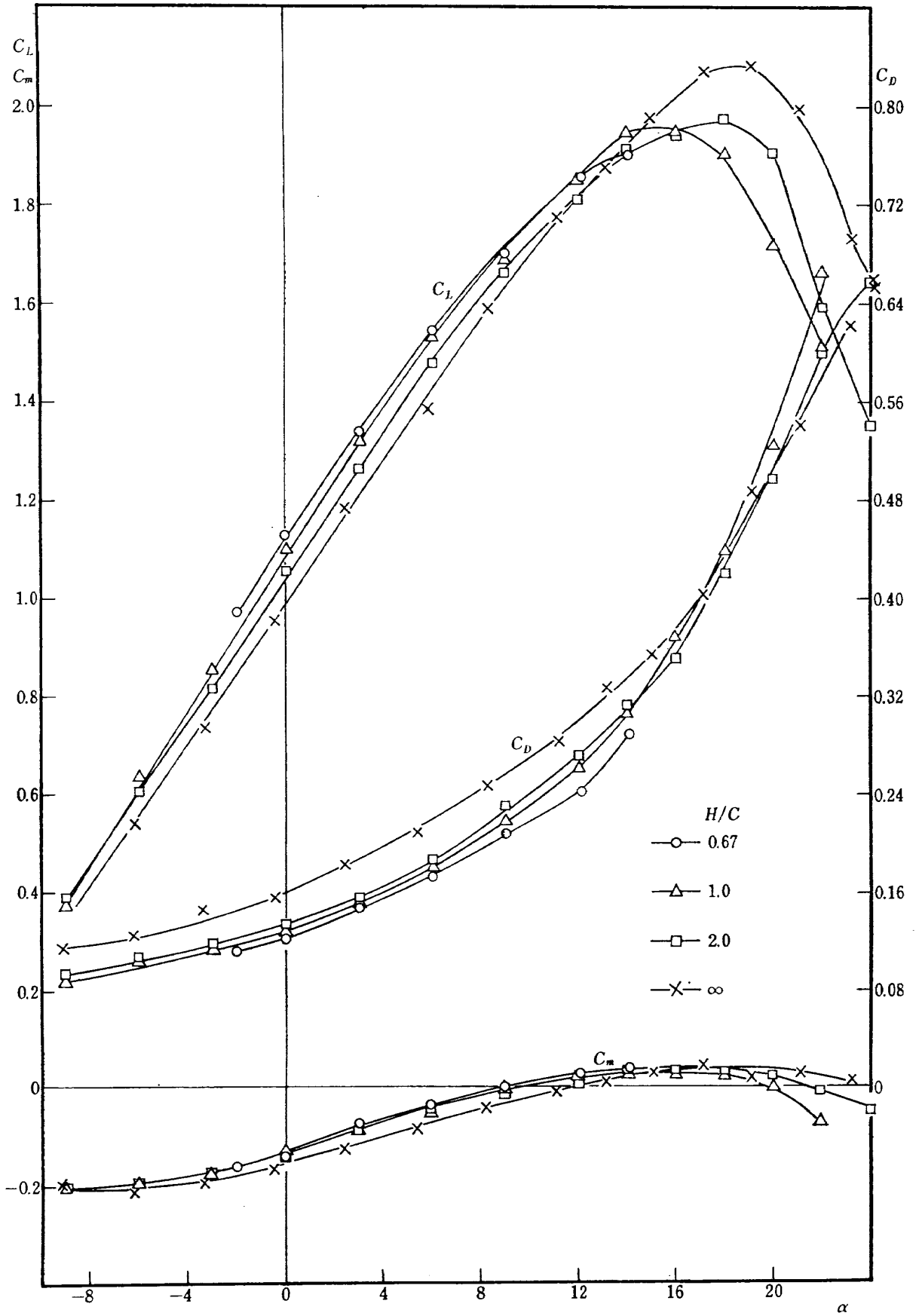


図 21 尾翼なし,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ$ ,  $C_Q=0$ ,  $T_c'=0$

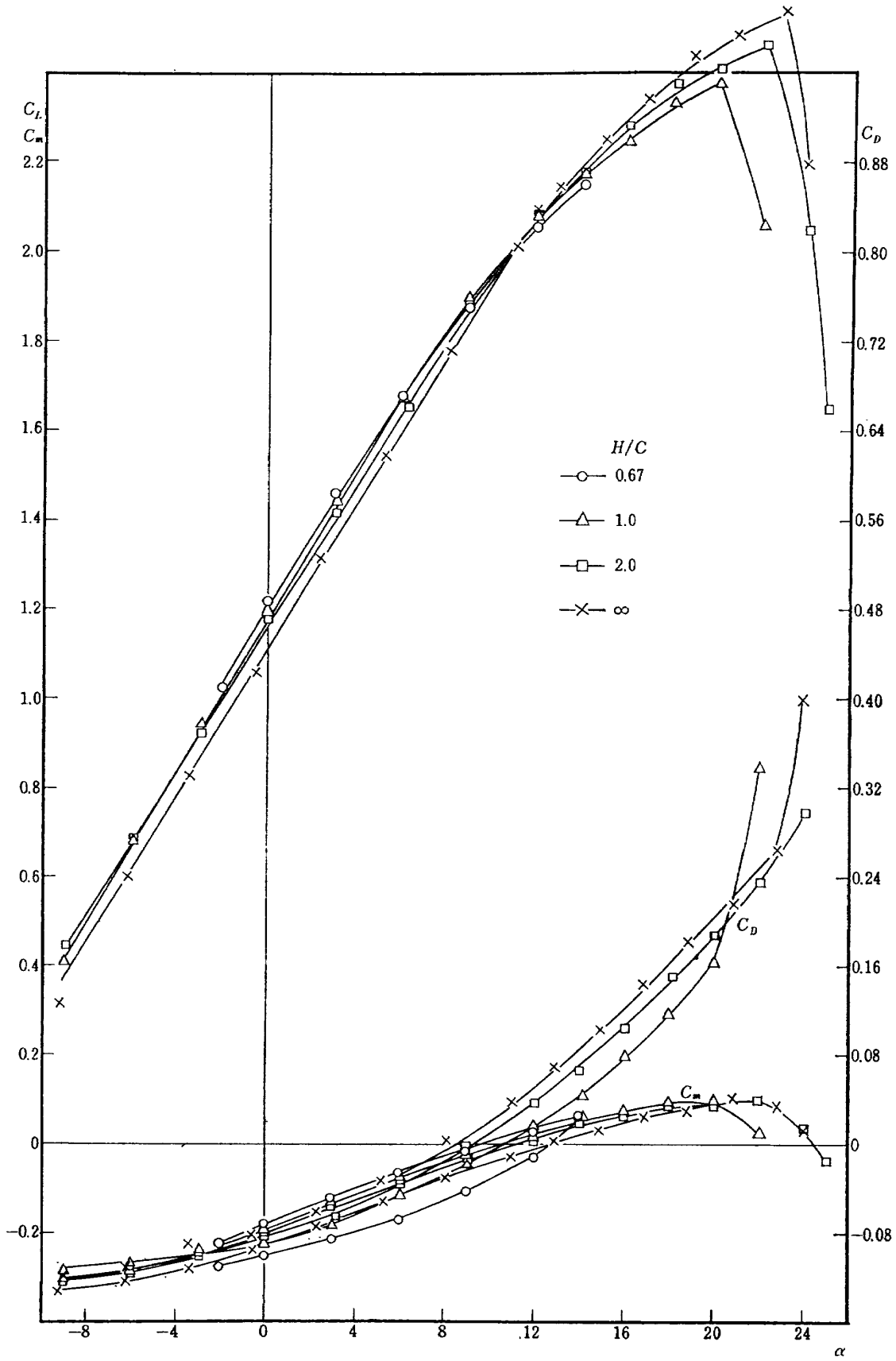


図 22 尾翼なし,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ ,  $C_Q=0$ ,  $T_c'=0.3$

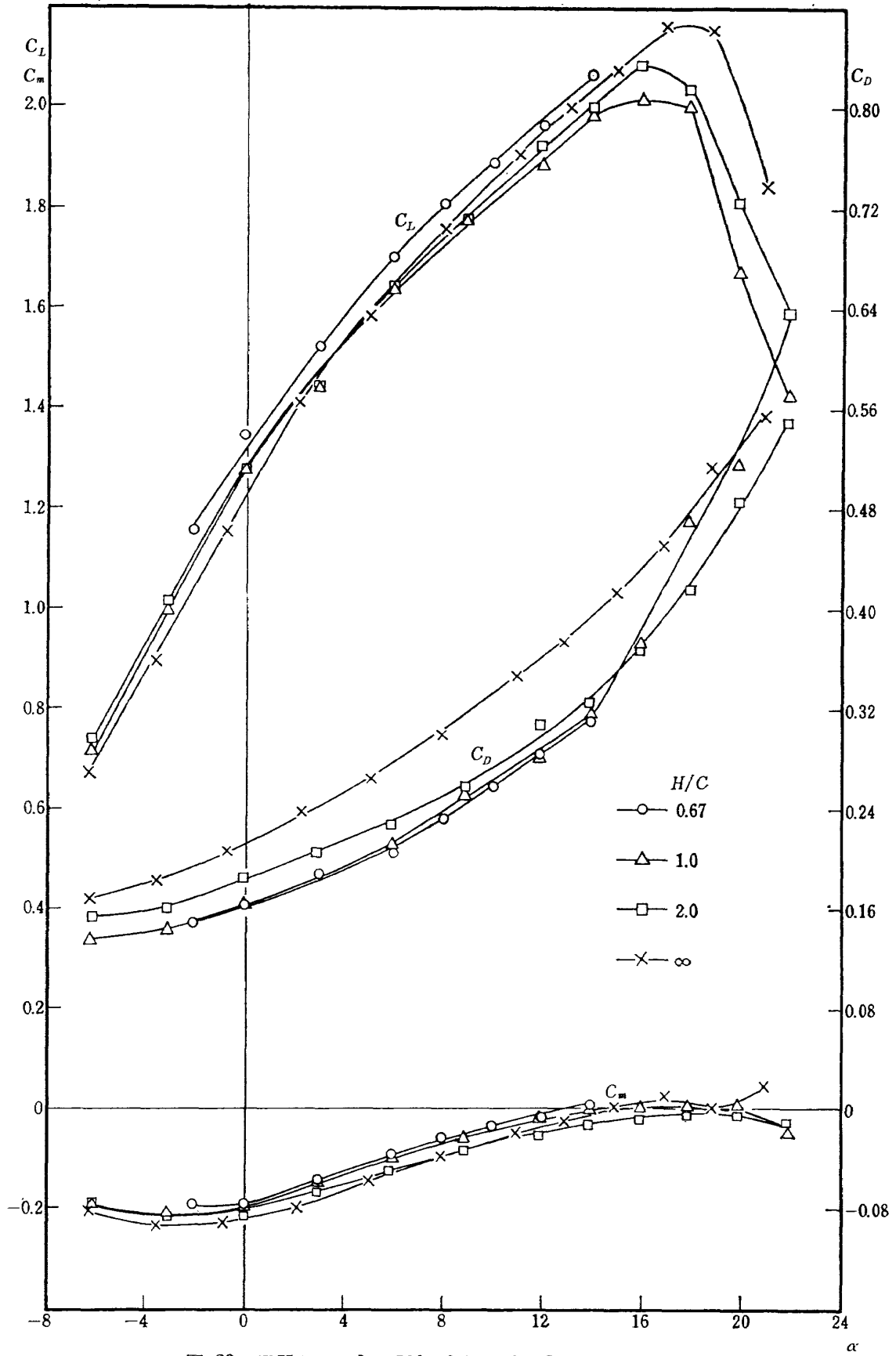


図 23 尾翼なし,  $\delta_f=50^\circ$  ·  $\delta_a'=20^\circ$ ,  $C_Q=0.003$ ,  $T_c'=0$

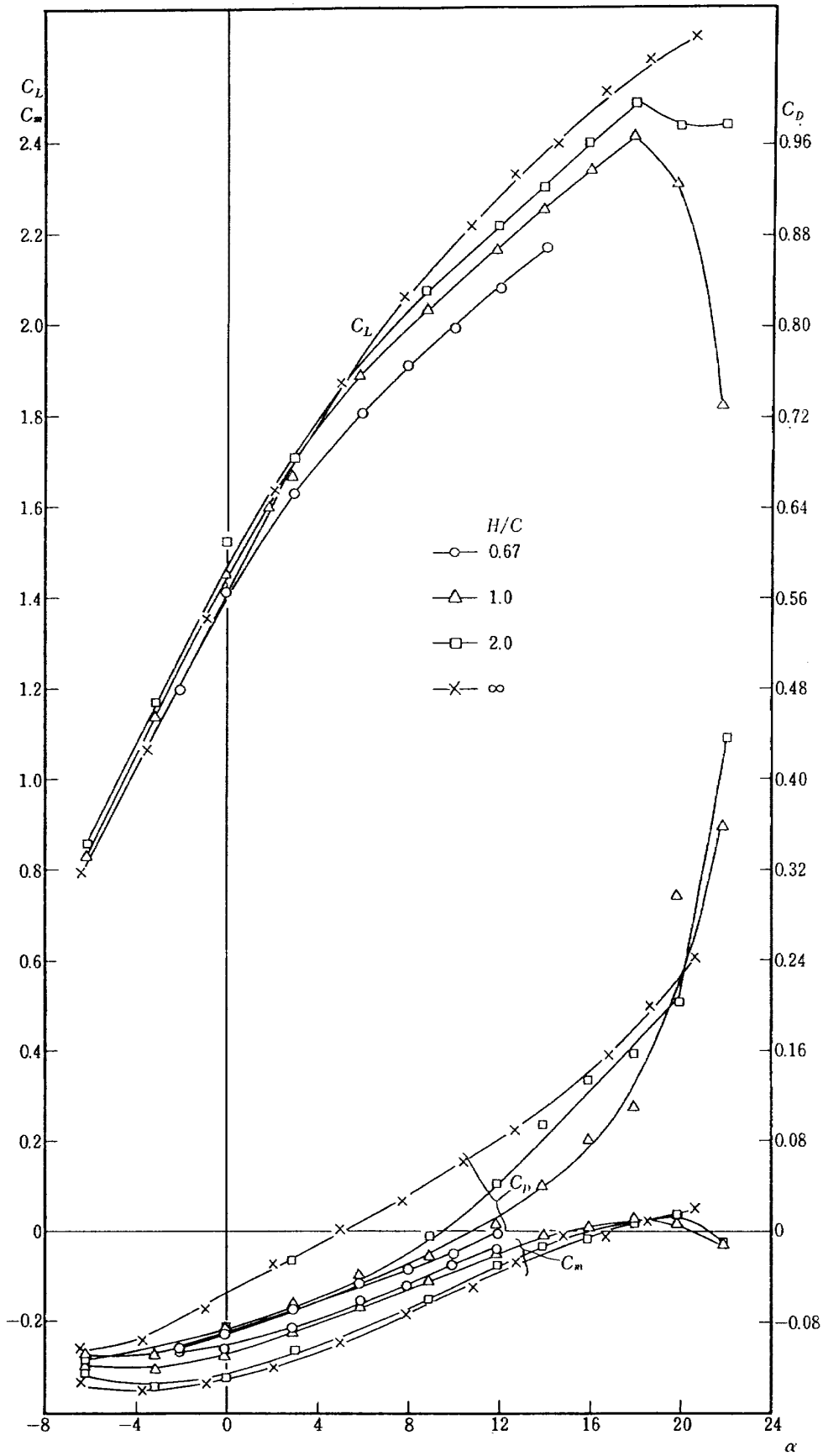


図 24 尾翼なし,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ$ ,  $C_Q=0.003$ ,  $T_c'=0.3$

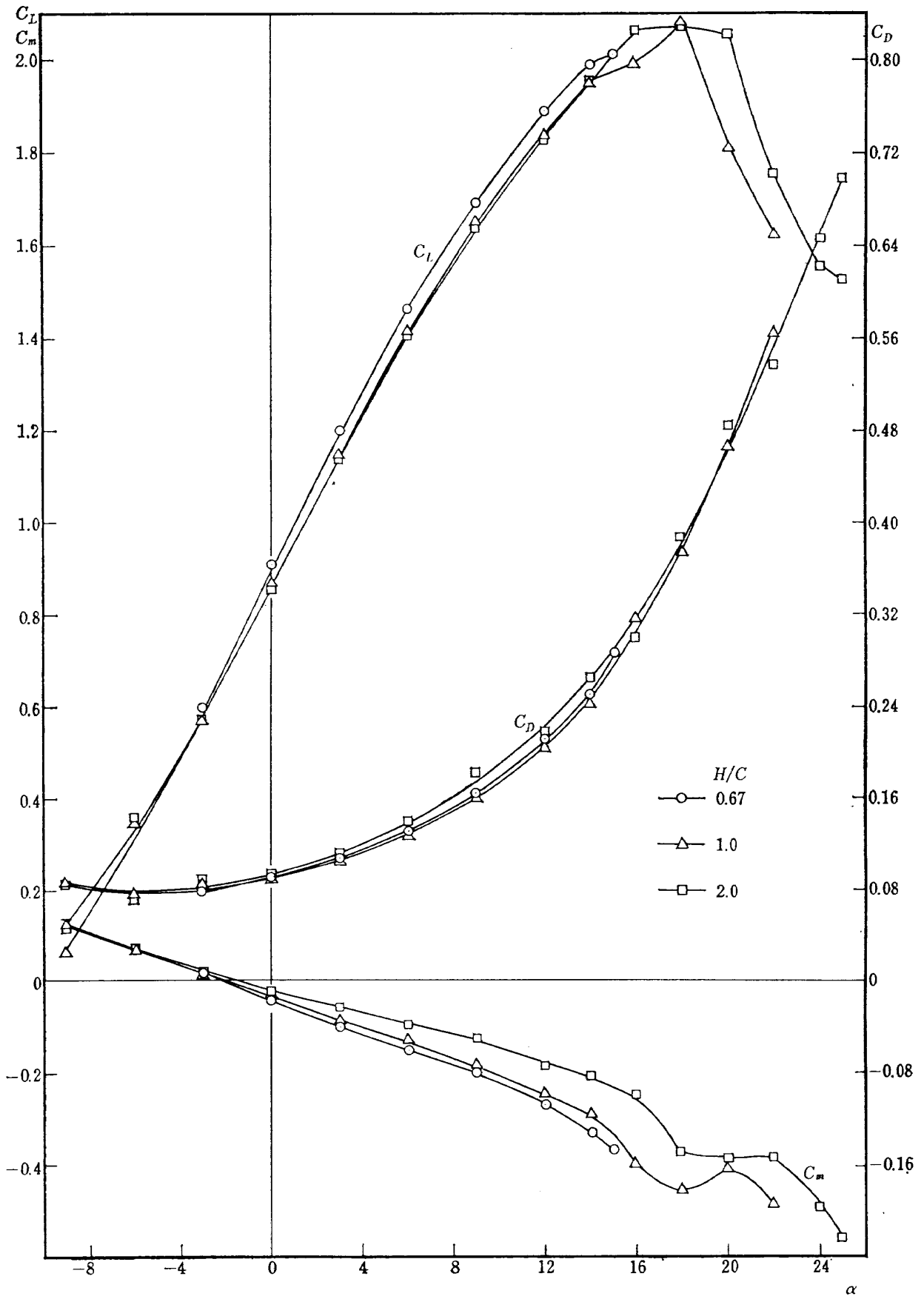


図 25 全機,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $\delta_a'=10^\circ$ ,  $C_Q=0$ ,  $T_c'=0$

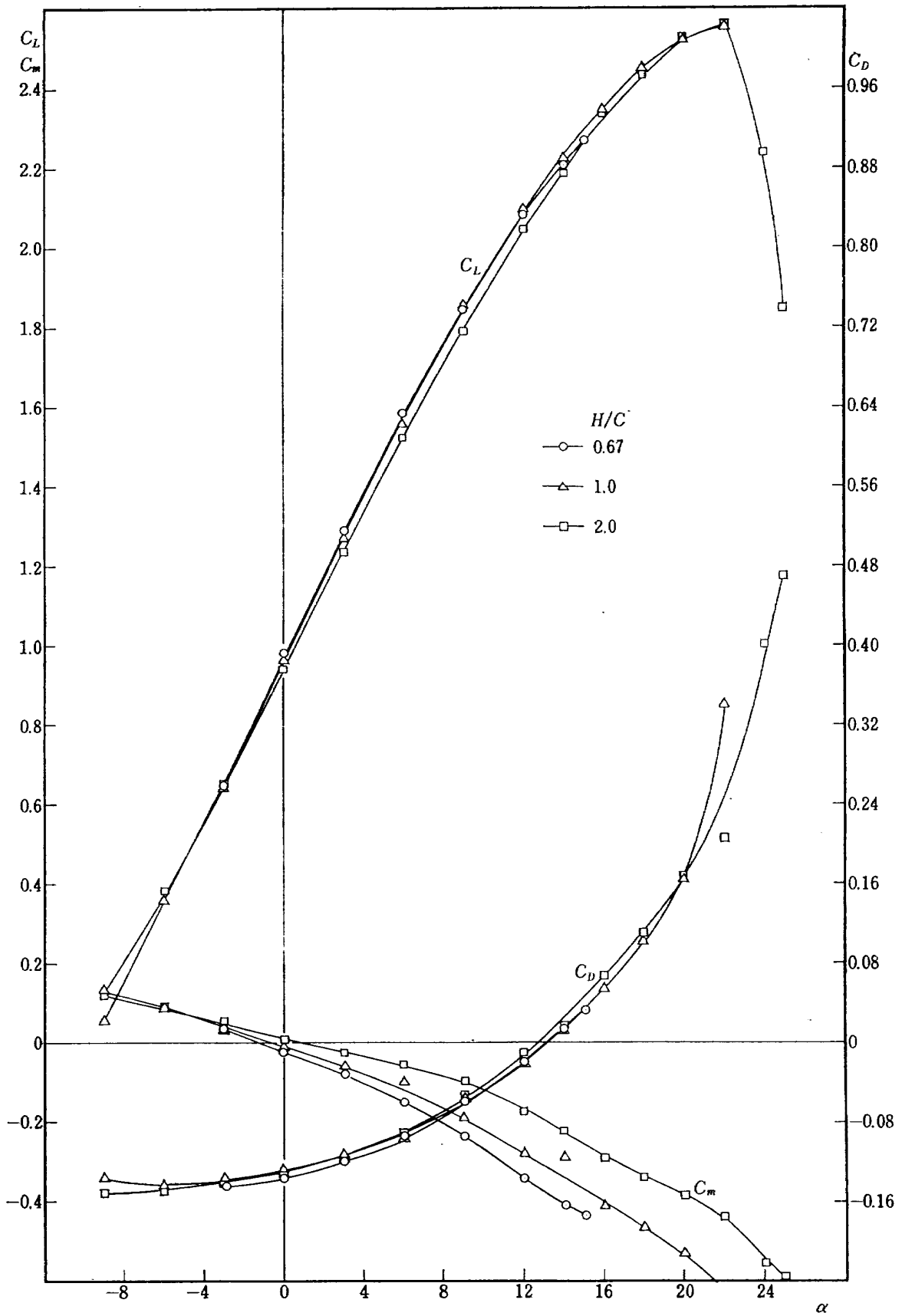


図 26 全機,  $\delta_f=35^\circ \cdot \delta_{a'}=10^\circ, C_Q=0, T_c'=0.3$

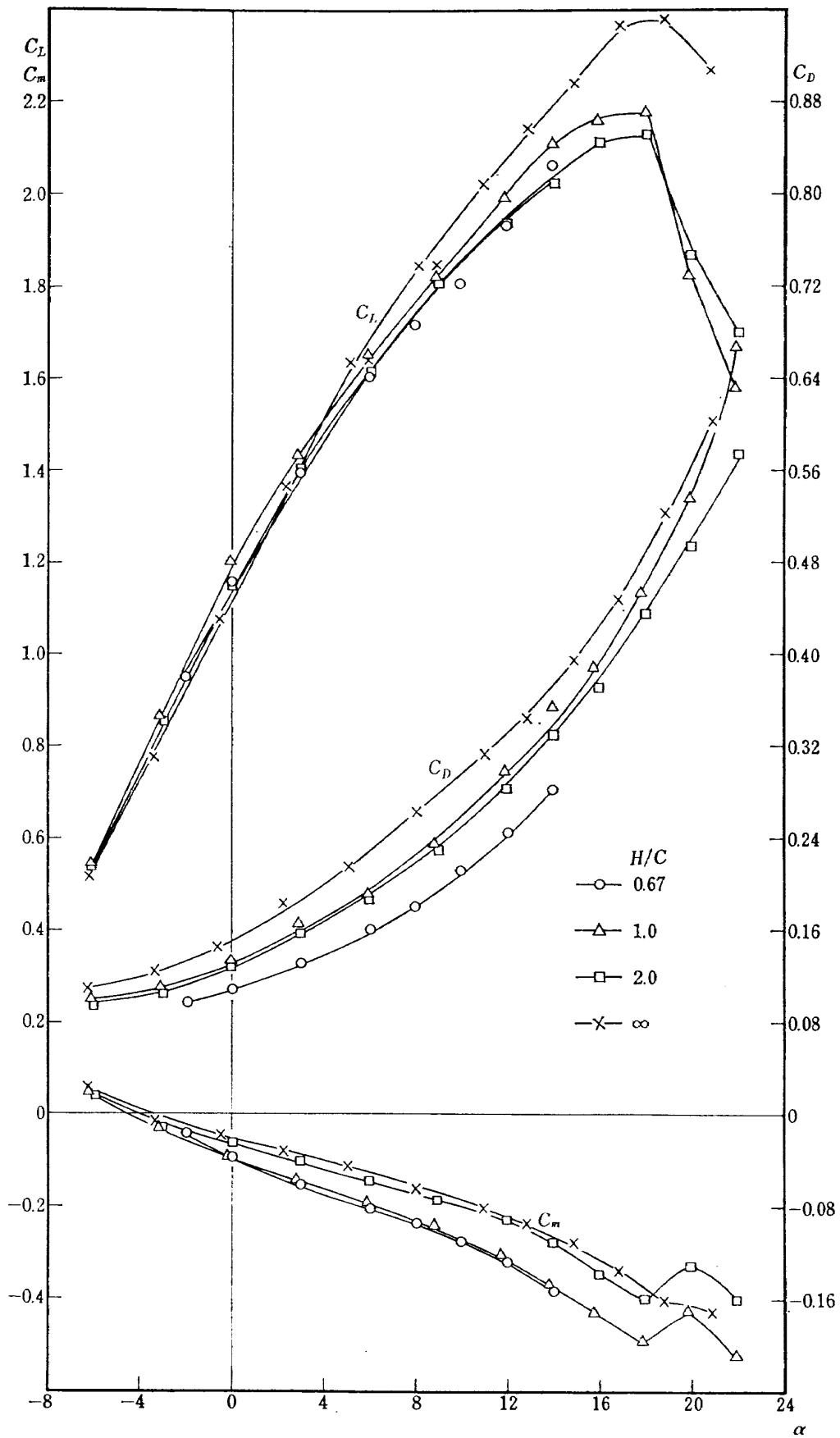


図 27 全機,  $\delta_f=35^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ, C_Q=0.003, T_c'=0$



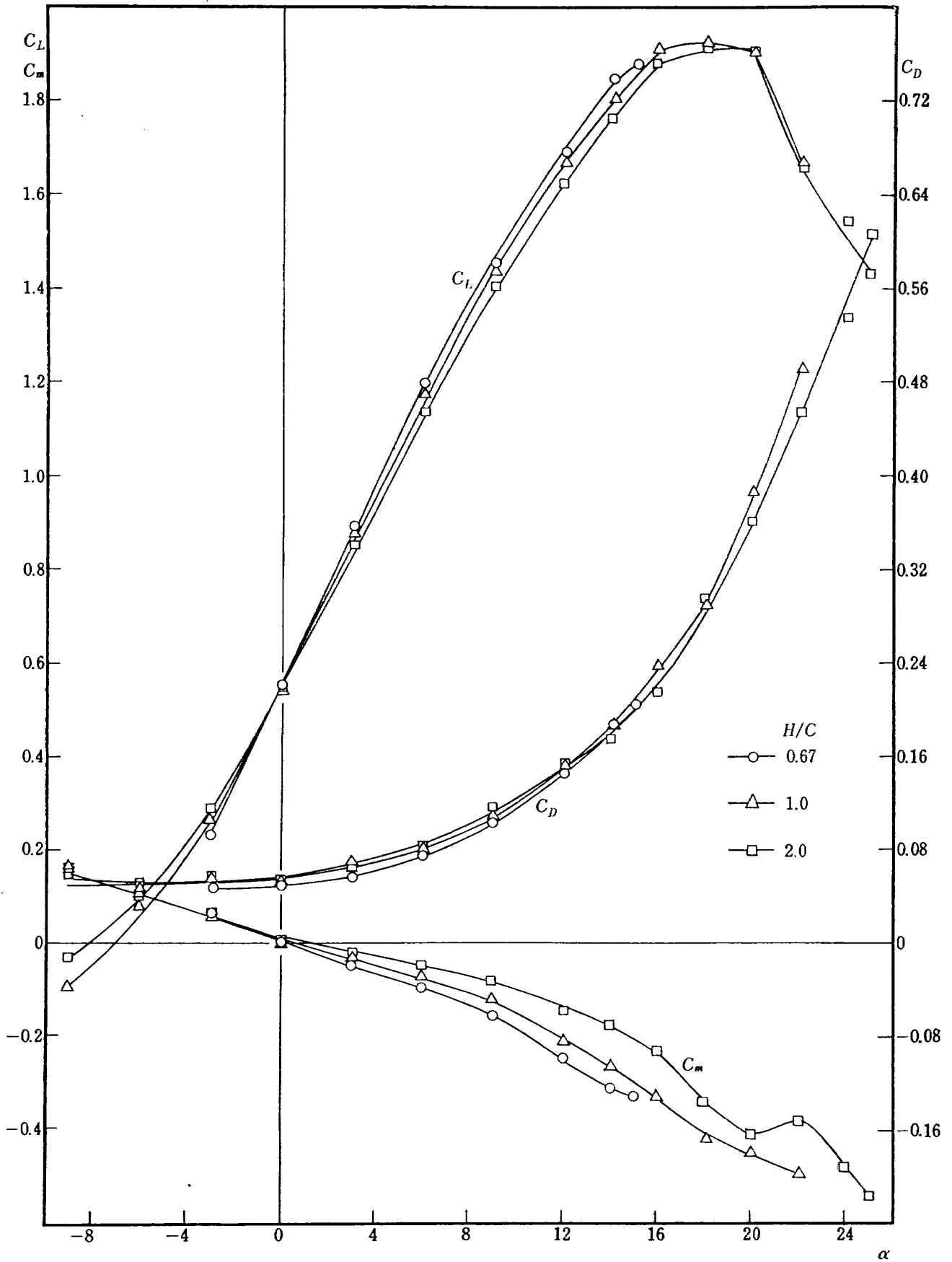


図 28 全機,  $\delta_f=15^\circ \cdot \delta_a'=0^\circ, C_Q=0, T_c'=0$

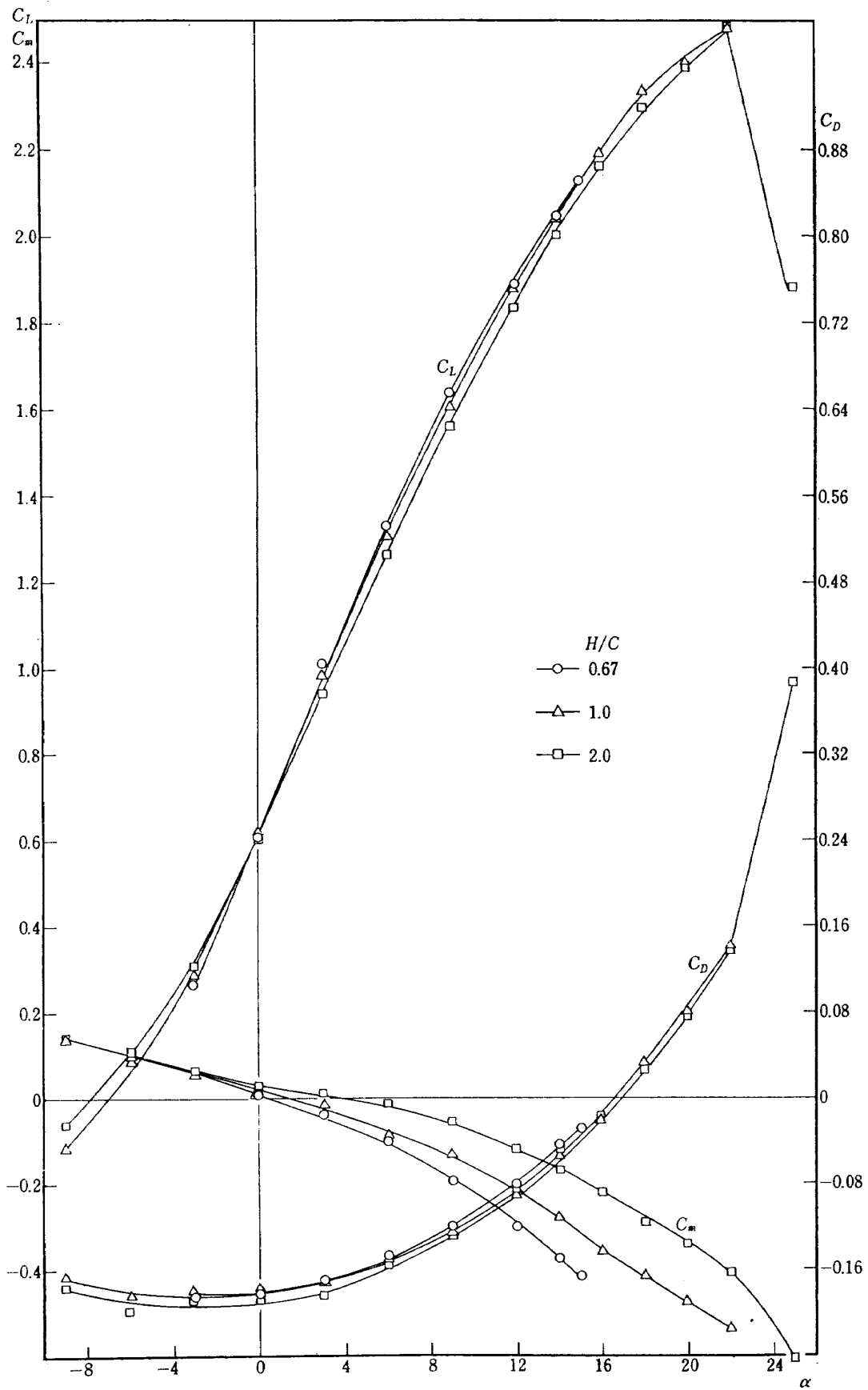


図 29 全機,  $\delta_f=15^\circ$ ,  $\delta_{a'}=0^\circ$ ,  $C_Q=0$ ,  $T_c'=0.3$

吸込みがある場合、大迎角において  $C_L$  の増し方が  $C_Q=0$  に比べ小さく、 $H/C$  が小さい場合その傾向が著しい。これは地面によって拘束された流れが舵面吸込みによって作られた負圧に影響を及ぼすためであると考え。尾翼がない場合この影響はいくぶん小さくなる方向にある。

プロペラ、吸込みが共にある場合は上記の傾向が両方、共に表われている。

図 38 は  $H/C=\infty$  について前回の結果と比べたもので脚付の同じ形態としても、模型支持方法の相違によるものか、若干の差異を生じた。原因については未検討であるが、前回の結果を  $H/C=\infty$  に用いる場合注意を要する。 $C_{L\alpha}$ ,  $C_{m\alpha}$  は変わっていない。

(3) フラップ効果 (接地状態)

$H/C$  は接地状態の 0.67 とし、 $T_c'=0, 0.3, C_Q=$

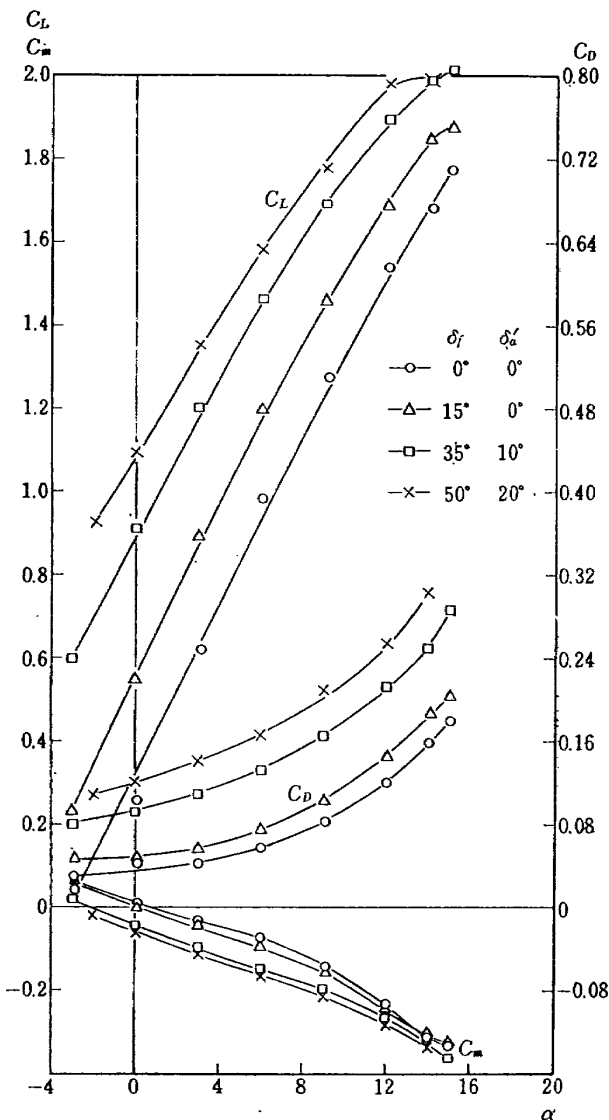


図 30 フラップ効果, 全機  
 $C_Q=0, T_c'=0, H/C=0.67$

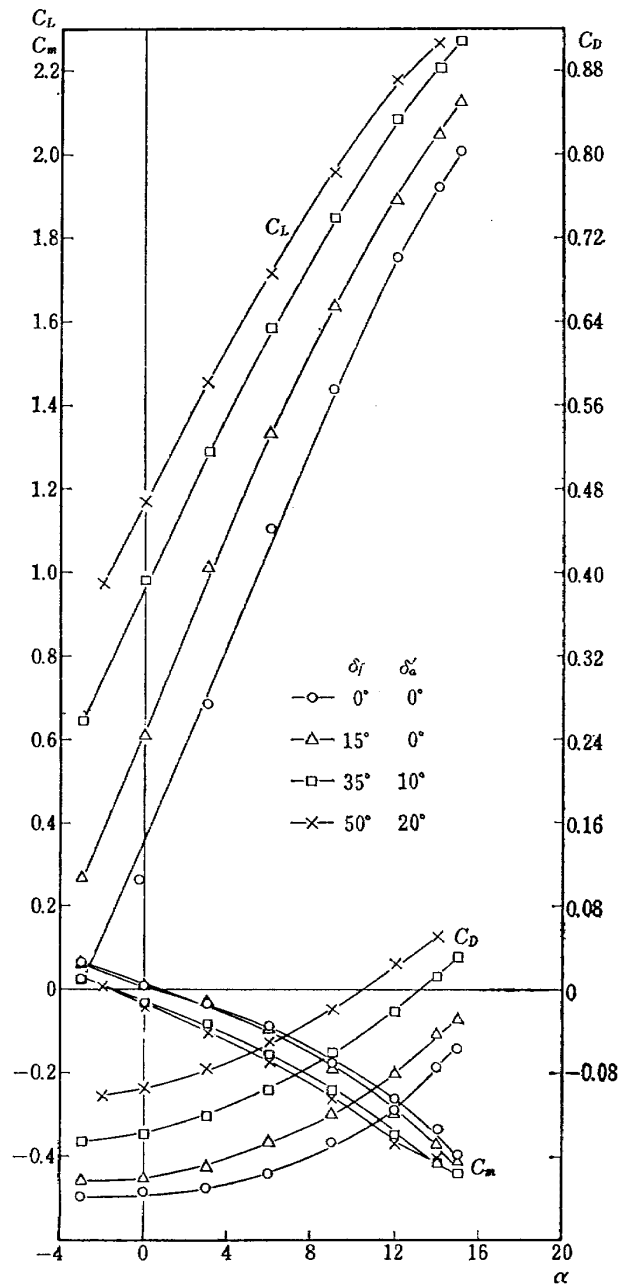


図 31 フラップ効果, 全機  
 $C_Q=0, T_c'=0.3, H/C=0.67$

0, 0.003 のそれぞれについてフラップ角を変えた結果を図 30~33 に示す。

フラップ角が増すにしたがって、大迎角における  $C_L$  の増す割合すなわち  $\Delta C_L$  は同じ迎角について見れば著しく減少している。これは主として地面付近では主翼の Down Wash が地面によって拘束され主翼のはく離を助長させるため起こるものと考え。この中には地面がなくても生ずる大フラップ角での効きの低下による  $C_L$  の減少も若干含まれている。これらの傾向は  $C_Q=0.003$  の場合著しく、 $\alpha=6^\circ$  位から起こっている。これについて舵面吸込み可撓ゴム管が影響

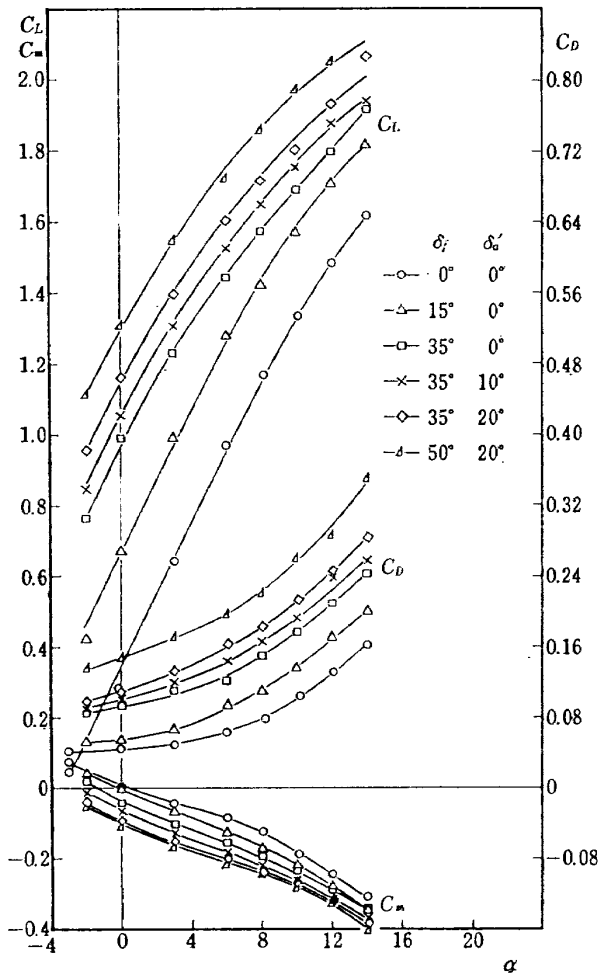


図 32 フラップ効果, 全機  
 $C_Q=0.003, T_c'=0, H/C=0.67$

しているのではないかという疑問を生ずるが,  $\delta_f=0^\circ, 15^\circ$  についても同じように吸込みを行なっているのでその影響によるものではないと考える。もちろん静的試験でこの影響が小さいことが確かめられている。

$C_m$  については, フラップ角が増すにしたがって若干の機首下げモーメントを生じている。 $H/C=\infty$  の前回の結果ではフラップ角による変化が余り見られなかった。

(4)  $T_c'$  効果

$H/C=0.67, \delta_f=50^\circ \cdot \delta'_a=20^\circ$  につき  $T_c'$  を 0, 0.1, 0.2, 0.3 に変えた結果を図 34, 35 に示す。

$C_{L\alpha}$  は  $T_c'$  にほぼ比例して増し,  $T_c'=0.3$  の  $C_{L\alpha}$  は  $T_c'=0$  に比べて 15% 程度大きい。この値は  $H/C=\infty$  の前回の結果と変わりなく同じ値である。

$|C_{m\alpha}|$  については  $T_c'$  が増すにしたがって増す。前回の結果ではわずかに減じているから逆の傾向である。

吸込みがある場合, これらの傾向は  $C_Q=0$  に比べ

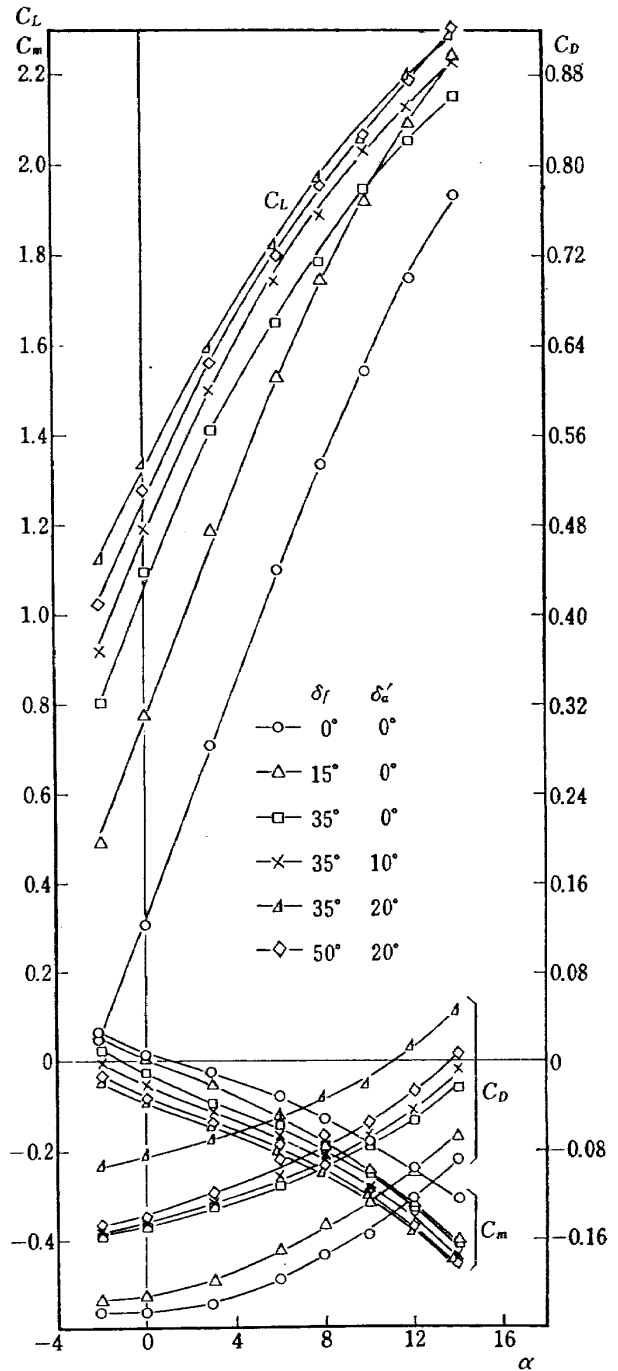


図 33 フラップ効果, 全機  
 $C_Q=0.003, T_c'=0.3, H/C=0.67$

低目に現われている。

(5) 昇降舵の効き

$H/C=0.67, \delta_f=50^\circ \cdot \delta'_a=20^\circ, T_c'=0, 0.3, C_Q=0, 0.003$  とそれぞれ組合わせた場合の昇降舵の効きを図 36 に示す。また  $\alpha=0^\circ$  について  $H/C=\infty$  の前回の結果<sup>2), 5)</sup> と比べたものを図 37 に示す。

図 37 から昇降舵の効き  $C_{m\delta_e}$  は地面のありなしによって変化していないことがわかるが, 他の迎角についても同じような結果が得られている。地面の高さは

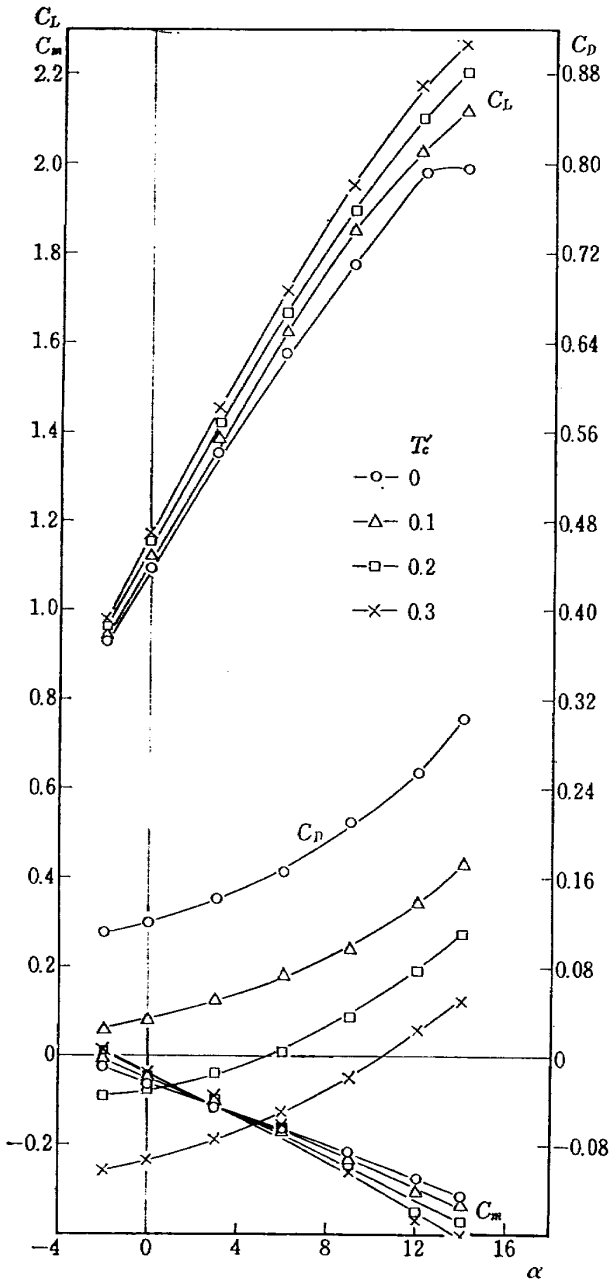


図 34  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ$   
 $C_Q=0, H/C=0.67$

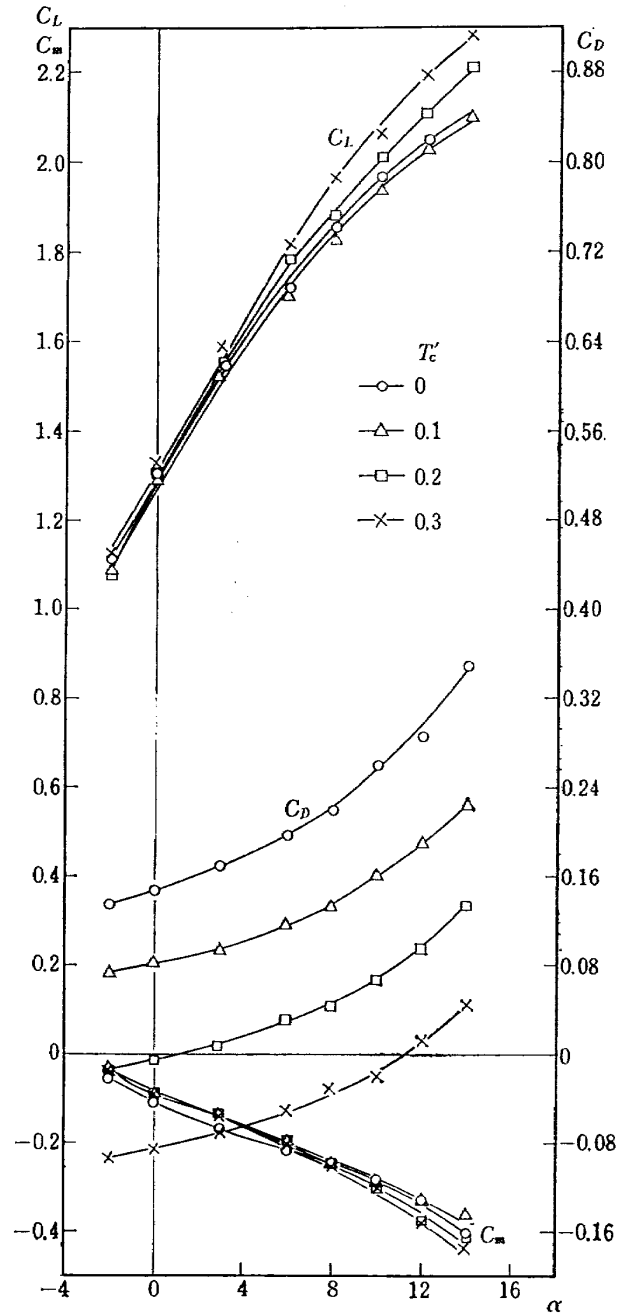


図 35  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20^\circ$   
 $C_Q=0.003, H/C=0.67$

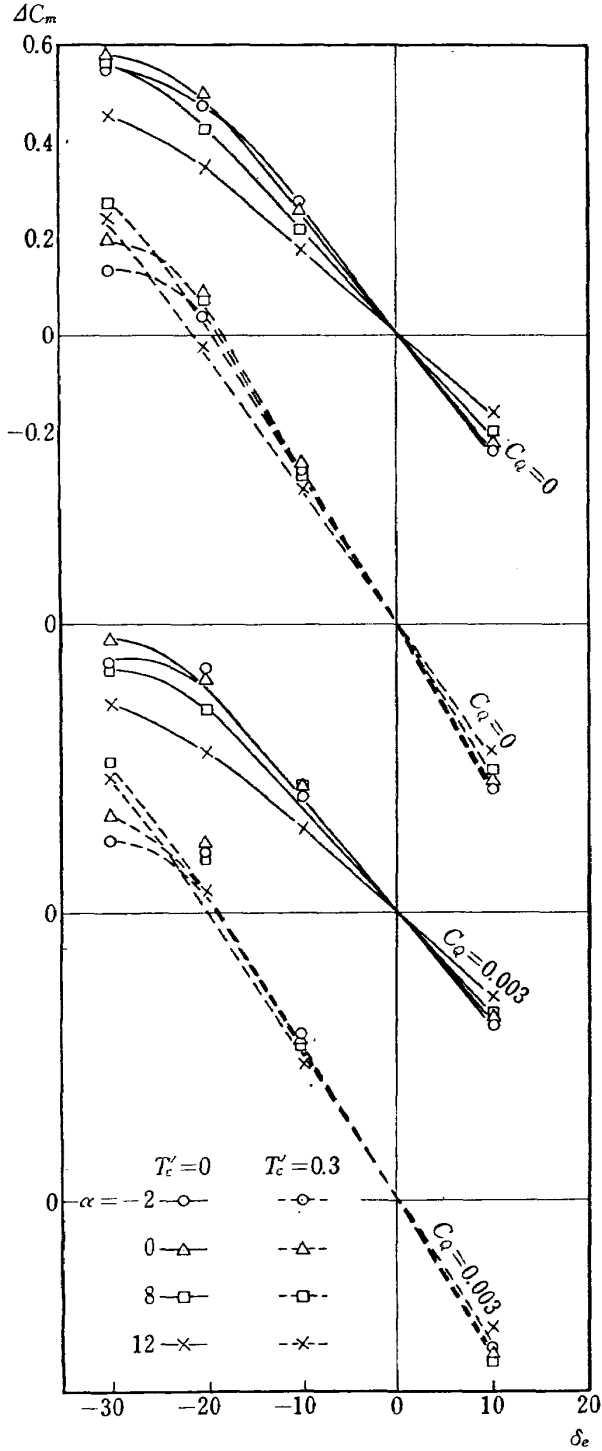


図 36 昇降舵効き,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$   
 $H/C=0.67$

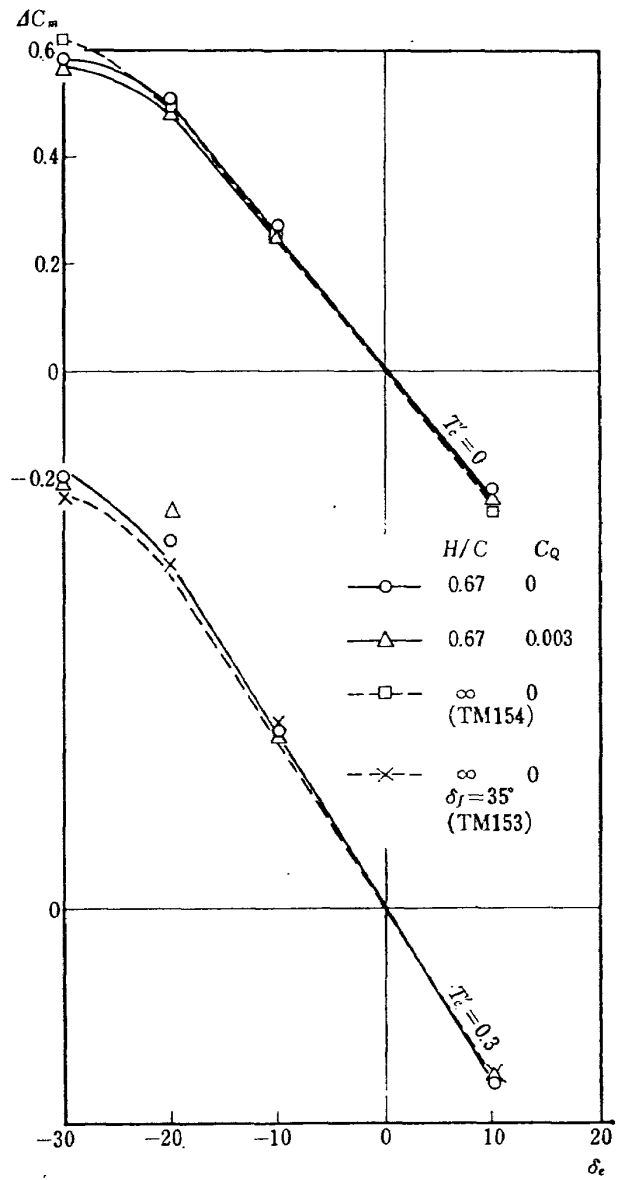


図 37 昇降舵効き,  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$   
 (一部  $\delta_f=35^\circ \cdot \delta_a'=0^\circ$ ),  $\alpha=0^\circ$

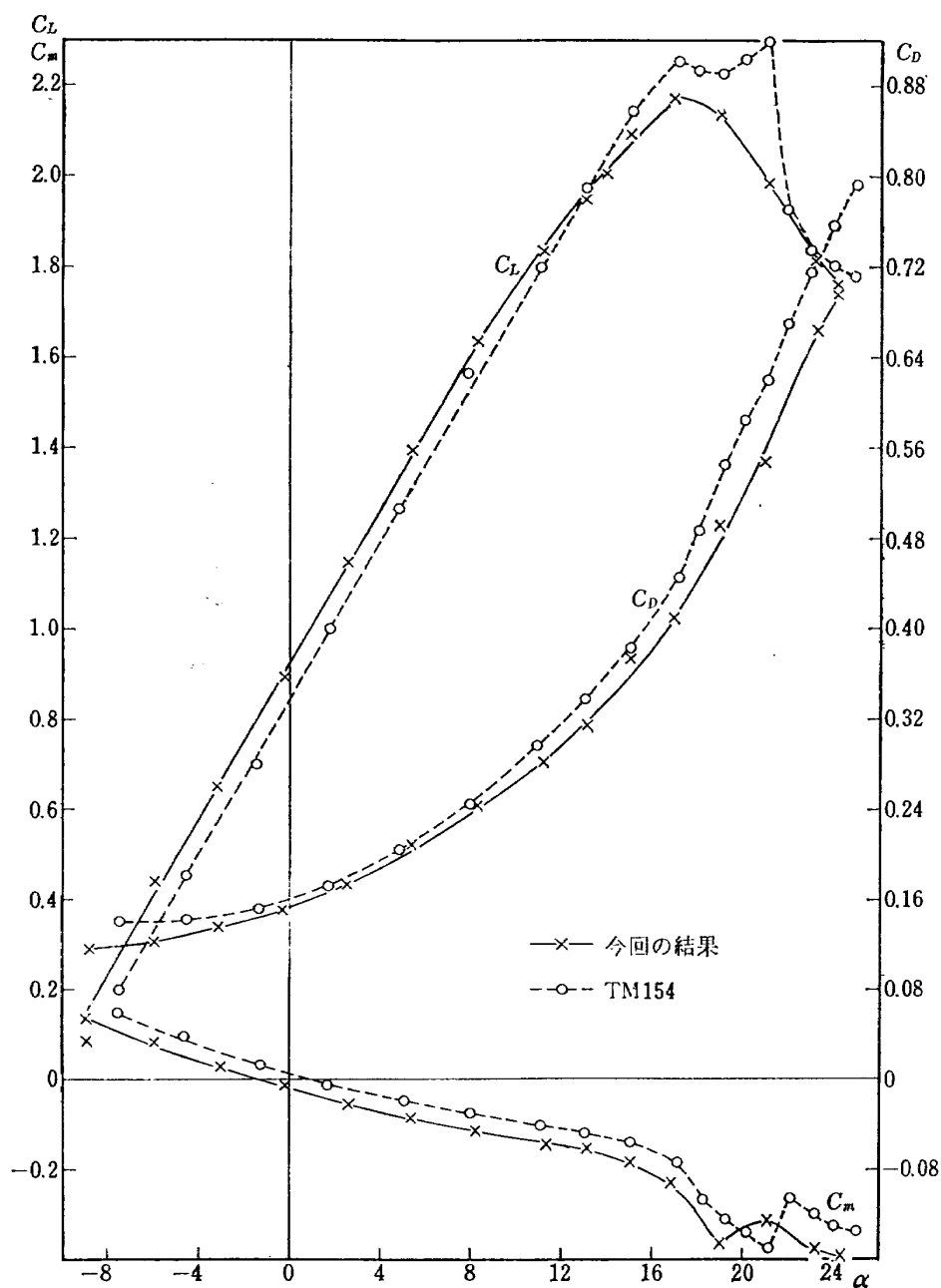


図 38 前回の結果との比較  
全機, 脚付,  $H/C = \infty$ ,  $\delta_f = 50^\circ \cdot \delta_{a'} = 20^\circ$ ,  $C_Q = 0$ ,  $T_c' = 0$

接地状態の種類についてしか行っていないが、 $C_{m\delta e}$  は地面の高さによって変わらないものとする。

## 6. むすび

FA-200 XS 機の 1/3 模型について地面効果風洞試験をランニングベルト装置を使って実施し、縦の空力特性を得た。

(1) ランニングベルト停止, 走行による差異は接地状態で  $C_L$  の大きな  $\delta_f = 50^\circ \cdot \delta_{a'} = 20^\circ$ ,  $C_Q = 0.003$  のさい現われ,  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  は停止の方が共に小さ

目に出る。  $H/C$  がより小さくなればこの傾向はより顕著である。

(2)  $H/C$  が減少する (地面に接近) にしたがって,  $C_{L\alpha}$ , 全機の  $|C_{m\alpha}|$  が増し, 同じ迎角について見れば  $C_L$  が増し,  $C_D$  は減少する。失速は早まり失速角,  $C_{L\max}$  が減少する。全機の場合機首下げモーメントが増し, 尾なしの場合逆の傾向を示す。

同じ迎角について, プロペラありの場合  $C_D$  の減少のし方が小さくなり, 吸込みありでは大迎角における  $C_L$  の増し方が小さくなる。

(3) 接地状態の  $H/C$  でフラップの効き  $\Delta C_L$  はフラップ角が大きい場合、大迎角において減少している。この傾向は吸込みがある場合著しい。

(4)  $H/C=0.67$  での  $T_c'$  効果は  $H/C=\infty$  に比べて大差なく地面効果によって余り変わらないものと考ええる。

(5) 昇降舵の効き  $C_{m\delta e}$  は地面のあり、なしによってほとんど変わっていない。

おわりに本風洞試験は空気力学第二部大型低速風洞制御研究室長広岡貫一氏の指導を受け、また同研究室および計測研究室の各位の協力を得て行なわれたものであること、境界修正の計算は飛行実験部飛行特性研究室柳生田敏子氏に行なってもらったことを付記してあわせて謝意を表します。

#### 文 献

- 1) 重見 孝, 広岡貫一: 航空宇宙技術研究所大型低速風洞について, 日本航空学会誌, 1967年, 12月
- 2) 広末健一, 高橋 宏, ほか: FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き, 航技研資料 TM 154, 1969年2月
- 3) 広岡貫一, 高橋 宏: 大型低速風洞のムービングベルト装置について, 航技研資料近刊の予定
- 4) Theodorsen, Theodore: Interference on an Airfoil of Finite Span in an Open Rectangular Wind Tunnel NACA Rep. No. 461 (1931)
- 5) 広末健一, 高橋 宏, ほか: FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き, 航技研資料 TM 153, 1969年2月
- 6) Heyson, Harry H.: Linearized Theory of Wind-Tunnel Jet-Boundary Corrections and Ground Effect for VTOL-STOL Aircraft. NASA Rep. No. R-124 (1962)
- 7) Recant, Isidore G.: Wind-Tunnel Investigation of Ground Effect on Wings with Flaps. NACA TN 705, 1939
- 8) 森口繁一, ほか: 数学公式 I 岩波全書, 1969 p. 71, 87
- 9) Theodrsen, Theodore: The Theory of Wind Tunnel Wall Interference. T.R. No. 410, NACA, 1931



付 録

地面効果風洞境界修正

ヘリコプタロータおよび V/STOL 機の地面効果風洞境界修正法については文献<sup>6)</sup>に示されているが、特定の風洞断面にその計算法を適用する場合、かなりの計算を要する。また主翼の吹下し角が本試験の場合のように余り大きくない範囲では古典的な手法で求めた値と合致することもその文献に述べられている。

古典的な手法としては、NACA TN 705<sup>7)</sup>の付録に矩形断面固定壁の地面効果境界修正法が求められているが、同じような考え方、取扱を開放矩形断面に適用することは可能であるが、解析的表現がさらに複雑になるので数値計算上必ずしも便利ではない。

そこで次に述べるような単純な方法により開放矩形断面の底面を固定壁とした場合の地面効果風洞壁修正量を求めて見た。

風洞内に主翼がある場合、境界条件を満たす一連の無限影像を考えると図 39 のようになる。主翼翼幅を  $2s$ 、風洞断面の幅を  $b$ 、高さを  $h$  とし、 $h/2$  に主翼があり主翼から地面までの距離を  $H$  として取扱う。影像による誘導速度を基本翼  $A$  に対し求めれば修正

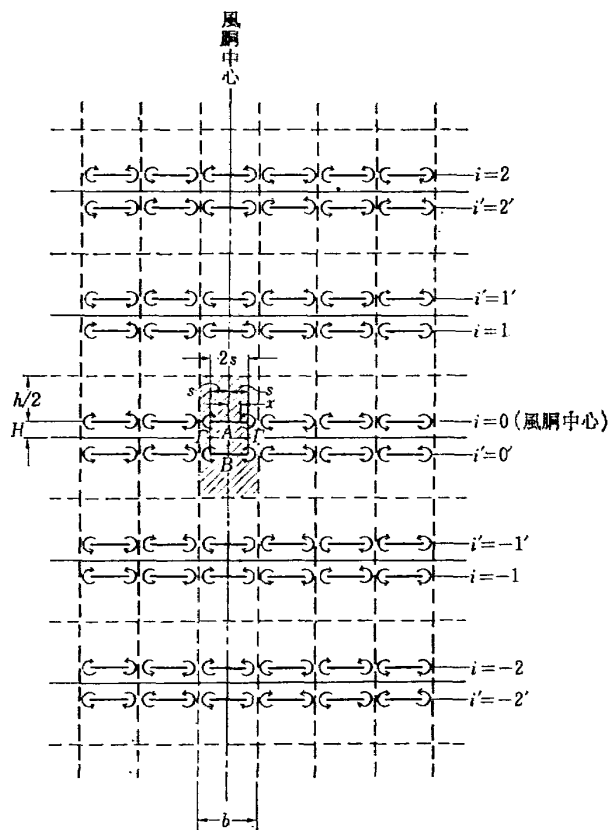


図 39 境界条件を満たす無限影像

表 3  $h$  および  $H$  の倍数

$i$ 行	$l$	$m$	$i'$ 行	$l$	$m$
$D_0$	0	0	$D_{0'}$	0	2
$D_1$	1	0	$D_{1'}=D_{-1'}$	1	2
$D_2=D_{-2}$	2	4	$D_{2'}$	2	2
$D_3$	3	4	$D_{3'}=D_{-3'}$	3	6
$D_4=D_{-4}$	4	8	$D_{4'}$	4	6
$D_5$	5	8	$D_{5'}=D_{-5'}$	5	10
$D_6=D_{-6}$	6	12	$D_{6'}$	6	10
$D_7$	7	12	$D_{7'}=D_{-7'}$	7	14
$D_8=D_{-8}$	8	16	$D_{8'}$	8	14
以下略			以下略		
$D_{-1}$	1	4	$D_{-2'}$	2	6
$D_{-3}$	3	8	$D_{-4'}$	4	10
$D_{-5}$	5	12	$D_{-6'}$	6	14
$D_{-7}$	7	16	$D_{-8'}$	8	18
以下略			以下略		

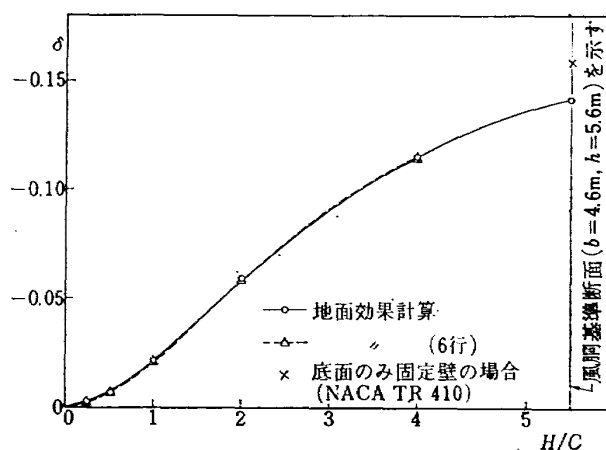


図 40  $H/C$  に対する  $\delta$  の計算値

量が計算できる。

地面効果壁修正を求めるための誘導速度の計算にあたっては、地面効果が鏡像 B によって表わされるから、A、B (図 39 の斜線で示した部分) 以外の影像による A の位置への誘導速度を求めれば良い。風洞中心から  $+s$  位置の縦の列について  $\Gamma$  の向きの同じもの同志二つの群に分ける。すなわち図 39 に示したように横軸を  $i=0, \pm 1, \pm 2 \dots$  の軸上に並ぶ渦系の第 1 群と  $i'=0', \pm 1', \pm 2' \dots$  の軸上に並ぶ渦系の第 2 群として考える。

各行 ( $i, i'$  軸上) の影像による誘導速度を A 翼の翼幅に沿って積分したものが次式である (下向きの誘導速度を正にとり、左右対称であるから右半分について求めて 2 倍し、代数関数の積分は数学公式<sup>8)</sup>による)。

1 群

$$D_0 = 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} \left\{ \int_{-s}^s \frac{dx}{nb-s-x} - \int_{-s}^s \frac{dx}{nb+s-x} \right\} = 2 \cdot \frac{1}{2s} \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} (-1)^{n+1} \times \left\{ \log \frac{n}{n-\sigma} + \log \frac{n}{n+\sigma} \right\} \quad (1)$$

$n$ : 正の整数,  $\sigma=2s/b$

$$D_i = 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \left[ \int_{-s}^s \frac{(s-x)dx}{(s-x)^2 + (lh+mH)^2} + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} \int_{-s}^s \frac{(nb-s-x)dx}{(nb-s-x)^2 + (lh+mH)^2} \right]$$

$$\left. - \int_{-s}^s \frac{(nb+s-x)dx}{(nb+s-x)^2 + (lh+mH)^2} \right\} \quad i = \pm 1, \pm 2, \dots$$

$$= 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \left[ \frac{1}{2} \log \frac{\sigma^2 + (\lambda + m\lambda k)^2}{(\lambda + m\lambda k)^2} + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^{n+1} \left\{ \frac{1}{2} \log \frac{n^2 + (\lambda + m\lambda k)^2}{(n-\sigma)^2 + (\lambda + m\lambda k)^2} + \frac{1}{2} \log \frac{n^2 + (\lambda + m\lambda k)^2}{(n+\sigma)^2 + (\lambda + m\lambda k)^2} \right\} \right] \quad (2)$$

$\lambda = h/b, k = H/h, l, m$  は  $i, i'$  行によって決まる  $h$  および  $H$  の倍数で表 3 の値となる。

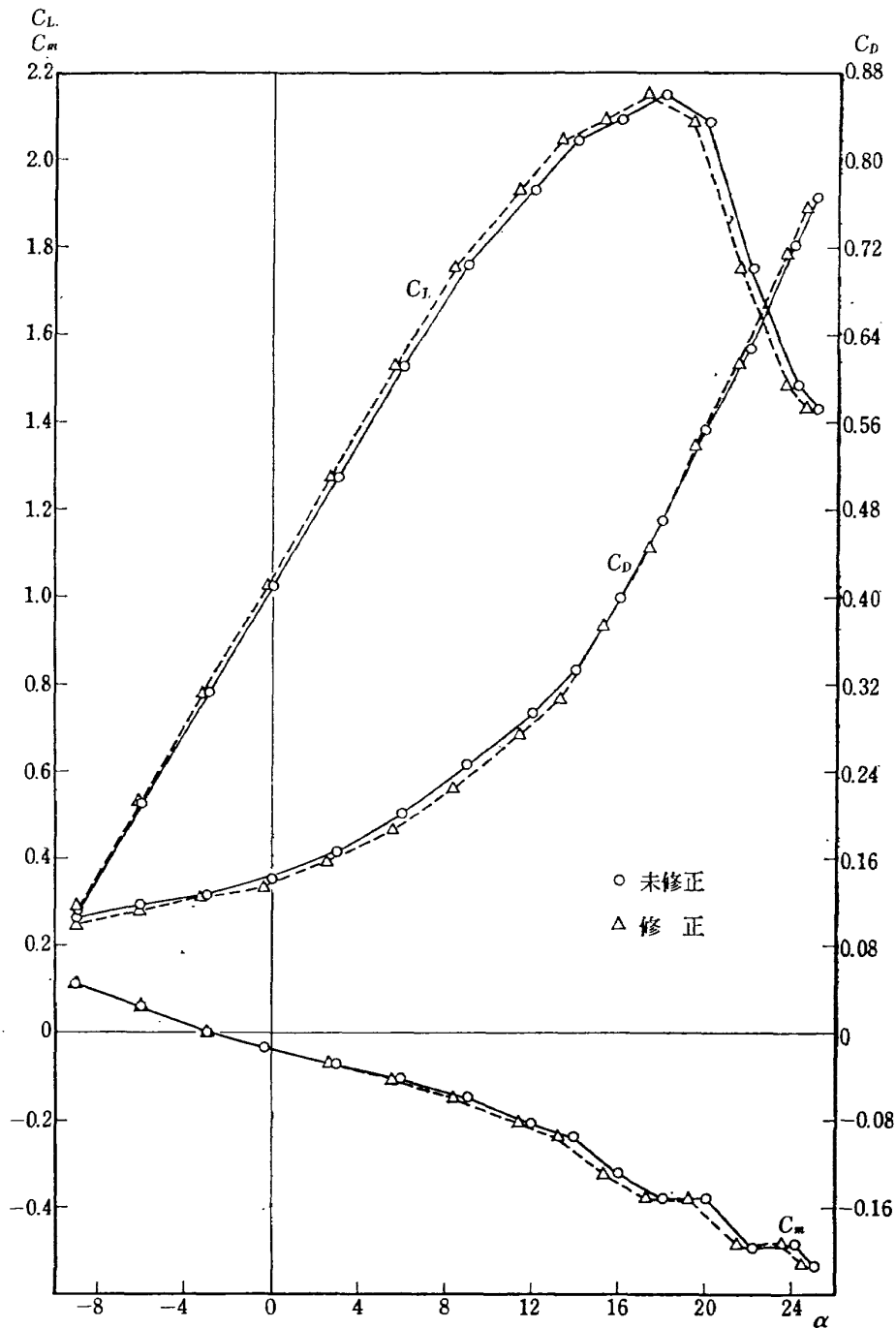


図 41 風洞境界修正の比較,  $\delta_f = 50^\circ \cdot \delta_a' = 20^\circ, T_c' = C_Q = 0, H/C = 2.0$

2群

$$\begin{aligned}
D_0' &= 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \left\{ \int_{-s}^s \frac{(nb-s-x) dx}{(nb-s-x)^2 + (mH)^2} \right. \\
&\quad \left. - \int_{-s}^s \frac{(nb+s-x) dx}{(nb+s-x)^2 + (mH)^2} \right\} \\
&= 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \left\{ \frac{1}{2} \log \frac{n^2 + (m\lambda k)^2}{(n-\sigma)^2 + (m\lambda k)^2} \right. \\
&\quad \left. + \frac{1}{2} \log \frac{n^2 + (m\lambda k)^2}{(n+\sigma)^2 + (m\lambda k)^2} \right\} \quad (3)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
D_{i'} &= 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \left[ - \int_{-s}^s \frac{(s-x) dx}{(s-x)^2 + (lh+mH)^2} \right. \\
&\quad + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \left\{ \int_{-s}^s \frac{(nb-s-x) dx}{(nb-s-x)^2 + (lh+mH)^2} \right. \\
&\quad \left. - \int_{-s}^s \frac{(nb+s-x) dx}{(nb+s-x)^2 + (lh+mH)^2} \right\} \Big] \\
&\quad i' = \pm 1', \pm 2', \dots \\
&= 2 \cdot \frac{\Gamma}{4\pi} \left[ \frac{1}{2} \log \frac{(\lambda + m\lambda k)^2}{\sigma^2 + (\lambda + m\lambda k)^2} \right. \\
&\quad + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \left\{ \frac{1}{2} \log \frac{n^2 + (\lambda + m\lambda k)^2}{(n-\sigma)^2 + (\lambda + m\lambda k)^2} \right. \\
&\quad \left. + \frac{1}{2} \log \frac{n^2 + (\lambda + m\lambda k)^2}{(n+\sigma)^2 + (\lambda + m\lambda k)^2} \right\} \Big] \quad (4)
\end{aligned}$$

各行について求めた  $D$  から誘導速度  $v$  は

$$\begin{aligned}
v &= \frac{1}{2s} \cdot (D_0 + D_{\pm 1} + D_{\pm 2} + \dots, \\
&\quad + D_0' + D_{\pm 1}' + D_{\pm 2}' + \dots) \quad (5)
\end{aligned}$$

として求められ、 $\Gamma = C_L \cdot V \cdot S / 4s$  とおくことにより、  
( $S$ : 主翼面積)  $v/V$  が計算でき次式のように  $\Delta\alpha, \Delta C_D$

または風洞壁修正係数  $\delta$  が計算できる。

$$\Delta\alpha = -57.3 \times \frac{S \cdot C_L}{4\pi \cdot (2s)^2} \cdot \Sigma D \quad (6)$$

$$\Delta C_D = -\frac{S \cdot C_L^2}{4\pi (2s)^2} \cdot \Sigma D \quad (7)$$

$$\delta = -\frac{\{(h/2) + H\}b}{4\pi \cdot (2s)^2} \cdot \Sigma D \quad (8)$$

以上の計算式により、大型低速風洞の中心に FA-200-XS 機の主翼をおいた場合の地面効果修正係数  $\delta$  を求めると図 40 のようになる。図中  $H/C=5.2$  (風洞基準断面) における×印は底面のみ固定壁とした矩形断面の中央に翼がある一般の境界修正値<sup>9)</sup> でこれには B 翼の影響が入っている。基準断面における計算した地面効果修正値に B 翼の影響を加えれば×印に近い値となる。

図 40 より  $|\delta|$  は地面に接近するほど小さくなるのがわかる。実際の計算は電子計算機により  $\pm 8$  行および  $\pm 8'$  行までしたが、 $\pm 2$  行、 $\pm 2'$  行以上では計算式の中の  $n$  のない項と  $n$  のある項の和は次第に等しくなり符号反対で零に近づく。破線は  $D_0, D_0', D_{\pm 1}, D_{\pm 1}'$  の 6 行について求めたものである。 $n$  は  $n$  を含んだ式の対数が 1/1000 以下になるまで十分高い値まで用いた。

試験した中で  $|\delta|$  の大きな  $H/C=2.0, C_L$  の大きい  $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$  について修正、未修正を比較した結果を図 41 に示す。

- |         |  |           |   |
|---------|--|-----------|---|
| TR-195  | 箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する計算と実験<br>Results of Strain and Deflection Measurements Carried out on Model Wings and their Comparison with Calculated Results | 1970年5月   | 久能和夫  |
| TR-196  | 回転式動安定測定装置による遷音速試験<br>Dynamic Stability Test-in Transonic Wind Tunnel Rotary System  | 1970年5月   | 小橋安次郎, 河野長正<br>西武徳, 宮沢政文  |
| TR-197T | Wind Tunnel Investigations of the STOL Airplane with Attention to the Relations between the Aerodynamic Characteristics and their Wake Structure     | May. 1970 | Norio Inumaru, Kiyomi Kitamura, Nagakatsu Kawahata, Hitoshi Takahashi, Tomoaki Suzuki |
| TR-198  | 低マッハ数における翼型の翼型抗力の計算<br>A Calculation of the Profile Drag of Airfoils at Low Mach Numbers   | 1970年5月   | 河崎俊夫, 石田洋治  |
| TR-199  | 鈍い頭部を有する円筒物体まわりの超音速流れ<br>Supersonic Flow Fields around Cylindrical Bodies with Blunt Nose  | 1970年6月   | 河本巖   |
| TR-200  | フライングテストベッドの高度制御システムの検討<br>(II)シミュレーションによる二, 三の問題点の検討  |           |   |

---

## 航空宇宙技術研究所報告 201号

昭和45年7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

---

