

航空宇宙技術研究所資料

TM-84

二段ロケットの低速風洞試験

毛利 浩 ・ 田村 敦 宏
佐野 四郎 ・ 能村 実

1966年7月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-10	DATATRON 205 用ALGOL 53 使用法について	1963年2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	永竹中幸彦, 小川鉦一
TM-13	遷音速における45°後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年3月	中井洋一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年3月	中井一三, 小原 瑛
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年4月	中井一三, 小原 瑛
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年6月	中井一三, 小原 瑛
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年6月	小野幸一, 小原 瑛
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD標準模型Bの三分力試験	1963年7月	高木廣治, 谷 喬忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第I報)	1963年9月	高木廣治, 谷 喬忠
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	竹内谷勇, 中井 治夫
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 53 の Procedures ライブラリー	1964年1月	永高橋利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年1月	橋爪 宏, 中井 一
TM-28	一段式観測ロケット超音速風洞試験	1964年1月	谷 喬三, 原 亘利
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年2月	中井一三, 原 亘利
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年3月	小橋安次郎, 高木 俊政
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年3月	河崎俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田健二, 高橋 宏義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並敬之, 山本 稀
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年5月	長州秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年6月	高木廣治, 斎藤秀夫
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年7月	石井孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	滝沢昌次, 田寺木一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験 結果	1964年12月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年1月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年2月	平林一, 橋本 登崇
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸照尾井治朗, 岡 遠一
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振 動試験について	1965年5月	中井一三, 田 幸武
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	中井一三, 高 島 明史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	板垣芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田 為治
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速 相似則の応用	1965年5月	河崎俊夫, 谷 敏彦

二段ロケットの低速風洞試験*

毛利 浩** ・ 田村 敦 宏**
佐野 四郎*** ・ 能村 実***

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所ロケット部で計画している NAL 16-31 ロケットの低速における空力特性を得るために、二段ロケットの低速風洞試験を実施した。

使用された風洞は防衛庁技術研究本部第三研究所の 2.5m 低速風洞である。なお、本試験は航空宇宙技術研究所と防衛庁技術研究本部第三研究所との共同研究として行なわれたものである。

2. 記 号

α	;	迎え角 (degree)
C_L	;	揚力係数 $\left(= \frac{L}{q_\infty S_B} \right)$
C_{La}	;	揚力傾斜 $\left(\frac{1}{\text{degree}} \right)$
$(C_{La})_{0^\circ}$;	迎え角 0° のときの揚力傾斜 $\left(\frac{1}{\text{degree}} \right)$
C_D	;	抵抗係数 $\left(= \frac{D}{q_\infty S_B} \right)$
C_{Dmin}	;	最小抵抗係数 $\left(\frac{D_{min}}{q_\infty S_B} \right)$
$C_{Dfriction}$;	抵抗係数のうちの摩擦による部分 $\left(= \frac{D_{friction}}{q_\infty S_B} \right)$
C_f	;	平板の摩擦抵抗係数 $\left(= \frac{0.455}{(\log_{10} R_e)^{2.58}} - \frac{4650}{R_e} \right)$
C_m	;	縦揺れモーメント係数 $\left(= \frac{M}{q_\infty S_B l} \right)$
d	;	ブースター外径 (m)
D	;	抵抗 (kg)
D_{min}	;	最小抵抗 (kg)
$D_{friction}$;	摩擦抵抗 (kg)
F_W	;	後翼 4 枚当りの正面面積 (m ²)
l	;	全長 (m)

* 昭和41年7月14日受付

** 空気力学第一部

*** 防衛庁技術研究本部第三研究所

L	;	揚力 (kg)
M	;	縦揺れモーメント (先端から全長の60%の点を基準とする) (kg m)
q_{∞}	;	主流の動圧 (kg/m^2)
R_e	;	全長に対するレイノルズ数
S_B	;	ブースター横断面積 (m^2)
S_W	;	後翼2枚当りの翼面積 (m^2)

名称

B	;	ブースター
S	;	サステナー
W	;	ブースター尾翼 (ただしWは B_1 用, W' は B_2 用, W'' は B_3 用の翼を表わす)

添字

0	;	翼なし
1, 2, 3	;	小さいものから順に 1, 2, 3 とつける。

3. 供試模型

供試模型は実機の1/3大とし、大きさ一定のサステナー (NAL-16 相当) に対し、ブースターの直径を三とおりに変え、さらに翼の翼幅を三とおりに変えて二段ロケットとした。このほかに、ブースターのみを単段ロケットとしたものについても試験を行なった。各模型の名称および主要要目はつぎのとおりである (図 1-1, 1-2 参照)。

3.1 単段ロケット

ブースターのみのもをBと名づけ、直径80mm, 90mm, 100mmのもをそれぞれ B_1 , B_2 , B_3 と呼ぶ、また尾翼については、胴体直径80mm, 90mm, 100mmに対するものをそれぞれW, W' , W'' と表わし、さらにおのおのについて大中小の三種類の翼幅のもを大きさの順に1, 2, 3の添字をつけて表わす。なお、添字0は尾翼のない場合を意味する。

サステナーについては、尾翼をつけたものをS, 翼のないものを S_0 と呼ぶ。

3.2 二段ロケット

サステナー, ブースター, 尾翼の順に構成部分の名称を組み合わせる。たとえば, $S_0-B_2-W_3'$ とはサステナーの尾翼のないものに、二番目の直径90mmのブースターとこれに対する最大スパンの翼をつけた模型であることを意味する。なお、特別の場合のほかは、ロケットの後端にテールコーンをつけて整形したものについて試験を行なった。

4. 試験経過ならびに結果

まず初めに、S-B₁-, S-B₂-, S-B₃-, S₀-B₁-, S₀-B₃, B₁-, および B₃- に対する三分力試験を行ない (図2~8), さらに S-B₁- について縦軸まわりに 45° 回転した場合について, また S-B₁-W₂, S-B₂-W₂' および S-B₃-W₂' についてテールコーンの有無と風速による変化について試験を行なった (図9~13)。なお特に断らない限り縦揺れモーメントは先端から全長の60%の点まわりとし, 基準面積にはブースター横断面積, 基準長さには全長をとった。試験風速は原則として40m/sec で行なった。また, この試験での全長に対する R_e 数は $2.70 \times 10^6 \sim 9.56 \times 10^6$ であった。

以上の結果, 揚力および縦揺れモーメントはともかく, 抵抗は天秤の機能からみて, やや精度にかけるきらいがあった。そこで各模型の最小抵抗係数だけを求める目的で, 模型のつり方を極力簡略化することにより張線抵抗を減らして, 再度試験を行なった (図14)。

5. 試験結果の検討

風洞試験において, ロケットの尾部付近の気流を, ジェットが噴き出しているときと全く同じ状態に再現することはきわめて困難である。テールコーンの効果およびその適否について種々の問題があるが, 今回は低速風洞試験の慣例に従って, ロケットの尾部からの流れのはがれを防ぐ意味で, テールコーンをつけて試験を行なった。なお, テールコーンの効果を調べるために, これをつけた場合と, とった場合とを比較すると, 図10, 11, 12のようになり, テールコーンにより揚力傾斜はわずかに増し, 縦揺れモーメント係数もわずかばばかり影響されるだけであるが, 抵抗係数は相当減少することが知られる。なお, テールコーンとしては, 長さの異なったものを2種類用意したが, 予備試験の結果長いもの ($l/d=3.33$) は抵抗がかえって増加し, 揚力等にも付加的な影響があって良い結果は得られないことがわかったので, 本試験にはブースター直径の約2倍の長さのテールコーン (図1-2) を採用した。

次に同一模型に対して風速を30, 40, 60m/sec の三種類に変えて試験した結果では, 揚力係数および縦揺れモーメント係数にはほとんど差はないが, 抵抗係数には多少の不一致が認められた。これはおそらく, レイノルズ数効果というよりは風速が低いほど測定精度が悪くなるためと思われる。これらの関係と試験の安全等を考慮して, この試験では風速として 40m/sec をとることにした。

図14は各模型の最小抵抗係数を図示したものである。横軸には F_W/S_B を, 縦軸には迎え角 0° のときの抵抗係数をとった。同じ模型で尾翼の翼面積だけを変えたものの点を連ねると, その曲線の傾斜は F_W の増減に対する抵抗の変化の割合を示すことになる。図よりこれらの点を結ぶ線は, 実験に使用した翼の範囲では, ほぼ平行な直線になっている。このことは最小抵抗係数のうち, 尾翼

の占める部分は翼の正面面積にだいたい比例し、単位正面面積当りの抵抗係数はほぼ一定であることを意味する。また、曲線の様子から、翼と胴体との干渉によって総合的な抵抗は減少するものと思われる。

つぎに翼を除いた胴体だけのものについて考える。今機体表面を平板とみなした場合の単段ロケットの胴体の摩擦抵抗による抵抗係数はつぎの式によって与えられる^{3)~5)}。

$$C_{friction} = 4(l/d) \cdot C_f \quad (1)$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}} - \frac{A}{Re} \quad (2)$$

ただし A は遷移 Re 数によって決まる定数であって、防衛庁技術研究本部第三研究所 2.5m 風洞における球の臨界レイノルズ数が 3.18×10^5 であることから⁴⁾ 文献 5) によって遷移レイノルズ数は、 1.5×10^6 となり、したがって A の値は 4,650 となる。これによる計算値と胴体だけの迎え角 0° における抵抗係数の実測値 (テールコーン付) とを l/d を横軸にとって比較すると図 15 のようになる。両者の差が圧力抵抗係数に相当するものと考えられ、 (l/d) の変化に対してほぼ一定 ($=0.07$) の値を示している。

つぎに $S-B_3-$ 、 S_0-B_3- 、 B_3- の三つの系統の模型に対して文献 1), 2) によって揚力係数を推定したものと実験値を比較してみると図 16, 17, 18 のようになる。特に各模型の迎え角 0° 付近における揚力傾斜を S_W/S_B に対して図示すると図 19, 20, 21 のようになる。これらの図において点は実験値を示し、線は計算値を示している。以上の結果からみると文献 1), 2) による計算値は実験値とおおむね良く一致しているといえる。

6. む す び

(a) NAL 16-31 ロケットの原型について、サステーの寸法および全長をそのままに保って、ブースターの直径および尾翼寸法をいろいろに変えた場合、ならびにブースター単独の場合の低速風洞三分力試験結果を得た。

(b) 試験成績の解析の結果、揚力係数および揚力傾斜については文献 1), 2) による推定値と実験値が比較的良好に一致することがわかった。

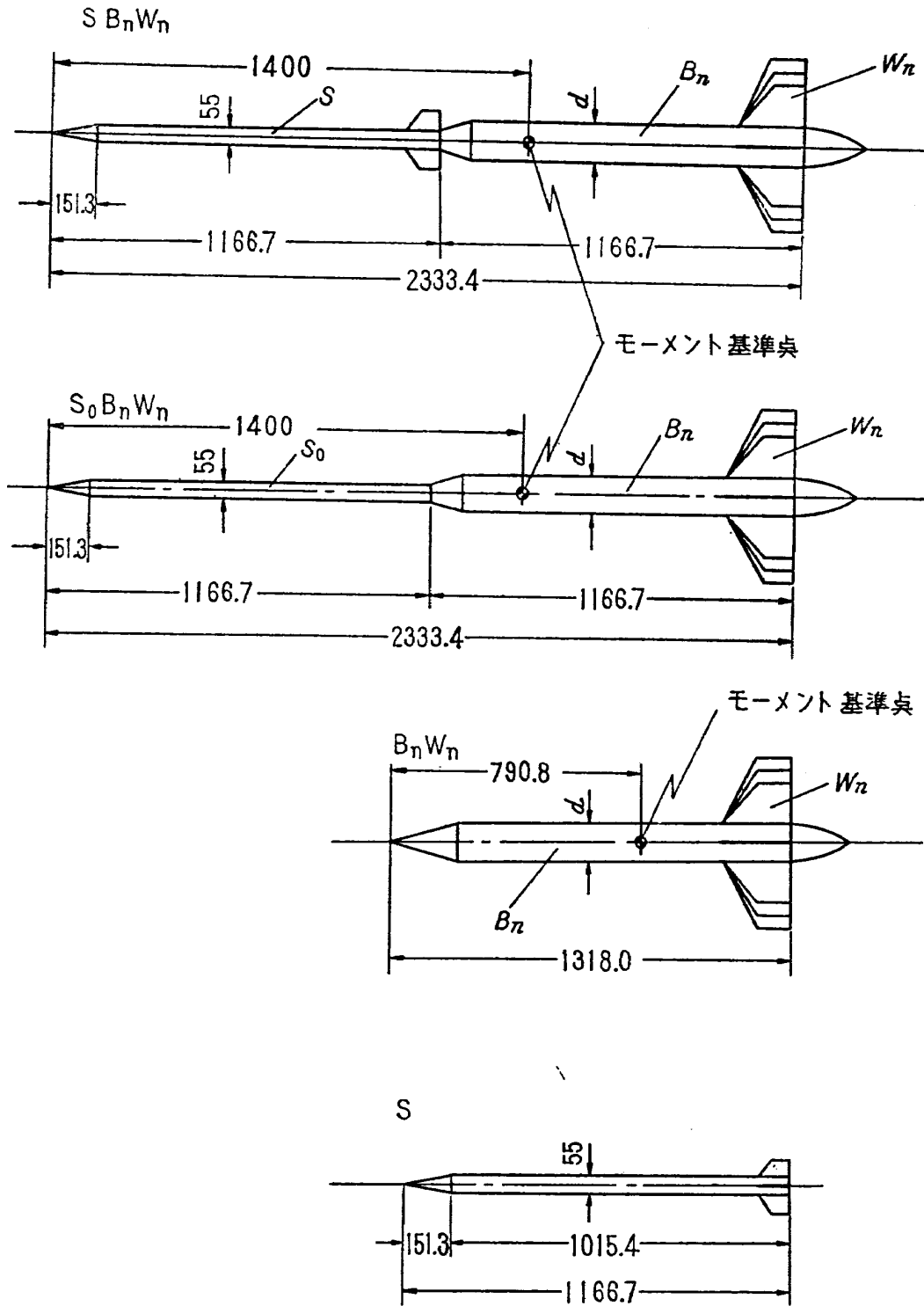
(c) 全機の抵抗係数は胴体だけの抵抗係数、翼だけの抵抗係数および胴体と翼との干渉による抵抗係数からなるものと考えられ、胴体だけの抵抗係数はさらに摩擦による抵抗係数と圧力抵抗による抵抗係数とに分けられるが、かりに全抵抗 (実測値) から境界層理論によって計算された摩擦抵抗係数をさし引いた残りを圧力抵抗係数とみなすと、この値は l/d に関係なくほぼ一定 ($=0.07$) となることが知られる。揚力がない場合の翼だけの抵抗係数についても同じことがいえるが、今回の模型では後縁が板を直角に切り落したままの鈍い断面になっているので、圧力抵

抗が抵抗値の大部分を占めていて、そのためにあたかも抵抗係数が翼の正面面積に比例するかのように見えるものと思われる。このことから後縁を整形することにより少なくとも低速における最小抵抗係数はもっと少なくすることができるものと思われる。

なお、NAL 16-31 ロケットの設計が変更されたので新しい模型についての実験結果を「付録」に示す。

文 献

- 1) 小橋安次郎, 宮沢政文; 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法, 航技研資料 TM-30. (昭和39)
- 2) William C. Pitts, Jack N. Nielsen, and George E. Kaattari; Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, NACA Rep. 1307, 1957.
- 3) Hermann. Schlichting; Boundary Layer Theory, 4th ed, 1960, Mcgraw-Hill Book Company.
- 4) 毛利 浩, 能村 実, 鳥羽貞雄; 風洞試験法の研究 (第一報) (3 研2.5m 風洞の特性について), 防衛庁技術研究本部技報 2 巻 7 号 (昭和38)
- 5) 航空評議会; 風洞試験規程, (昭和17)

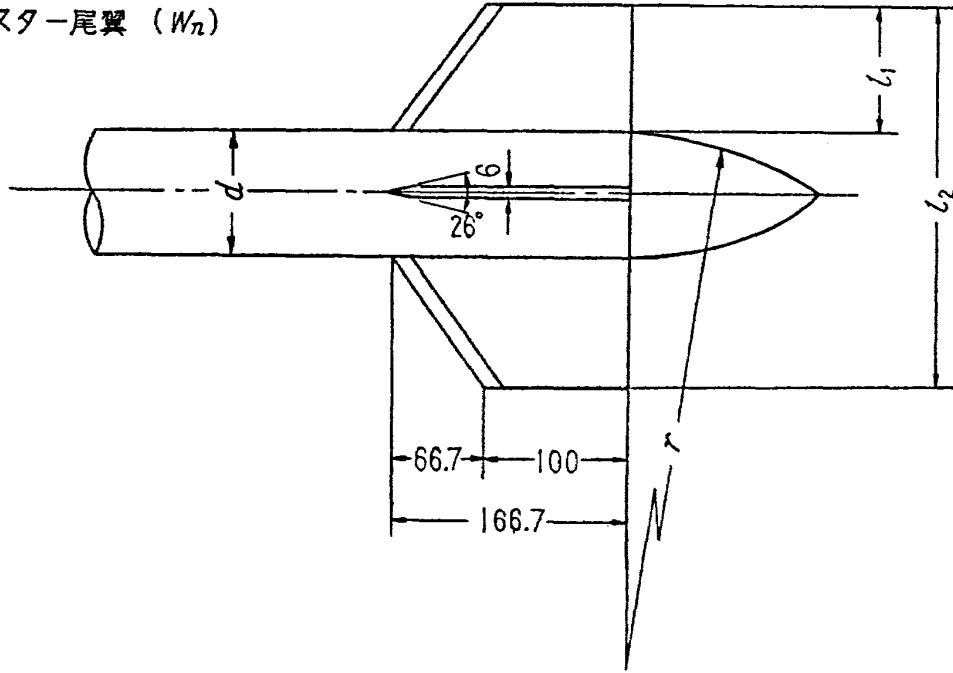


ブラスター

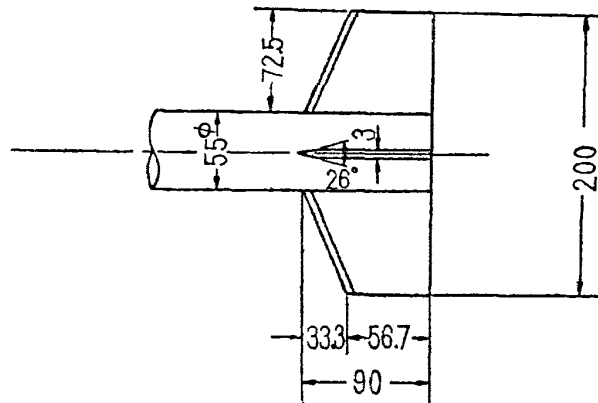
名称	直径 d (mm)	尾翼 W_n			
		W_0	W_1	W_2	W_3
B ₁	80	W_0	W_1	W_2	W_3
B ₂	90	W_0'	W_1'	W_2'	W_3'
B ₃	100	W_0''	W_1''	W_2''	W_3''

図 1-1 模型 (全体図)

ブースター尾翼 (W_n)



サステナー尾翼



	d (mm)	l_1 (mm)	l_2 (mm)	S_w (m^2)	F_w (m^2)	r (mm)
W_1	80	76.7	233.3	2.046×10^{-2}	1.841×10^{-3}	320
W_2	"	93.4	266.7	$2.491 \times "$	$2.242 \times "$	"
W_3	"	110.0	300.0	$2.934 \times "$	$2.640 \times "$	"
W_1'	90	88.4	266.7	$2.358 \times "$	$2.122 \times "$	360
W_2'	"	105.0	300.0	$2.800 \times "$	$2.520 \times "$	"
W_3'	"	121.7	333.0	$3.246 \times "$	$2.921 \times "$	"
W_1''	100	100.0	300.0	$2.667 \times "$	$2.400 \times "$	400
W_2''	"	116.7	333.3	$3.112 \times "$	$2.801 \times "$	"
W_3''	"	133.4	366.7	$3.558 \times "$	$3.202 \times "$	"

図 1-2 模 型 (尾翼詳細図)

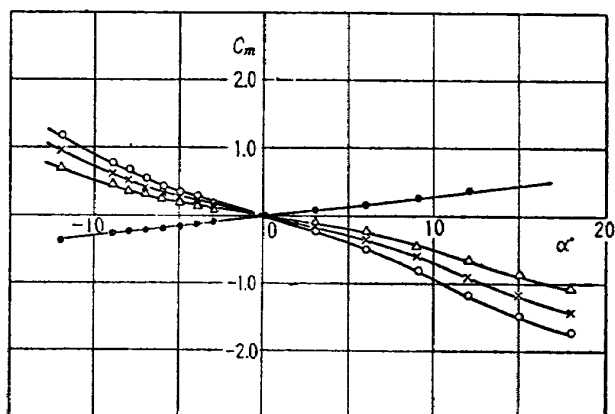
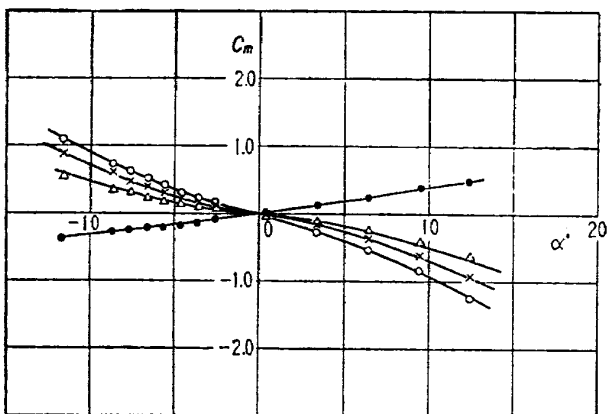
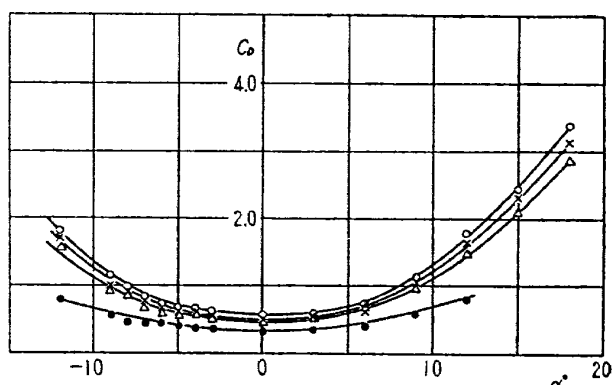
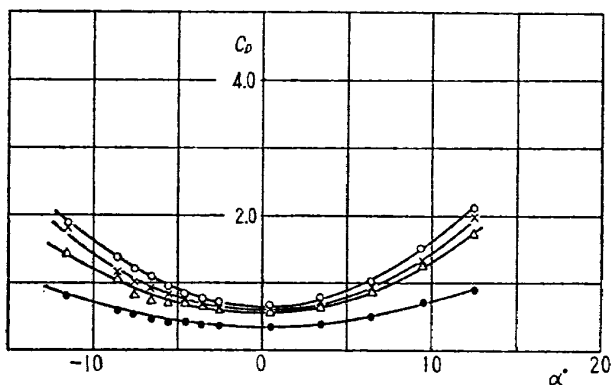
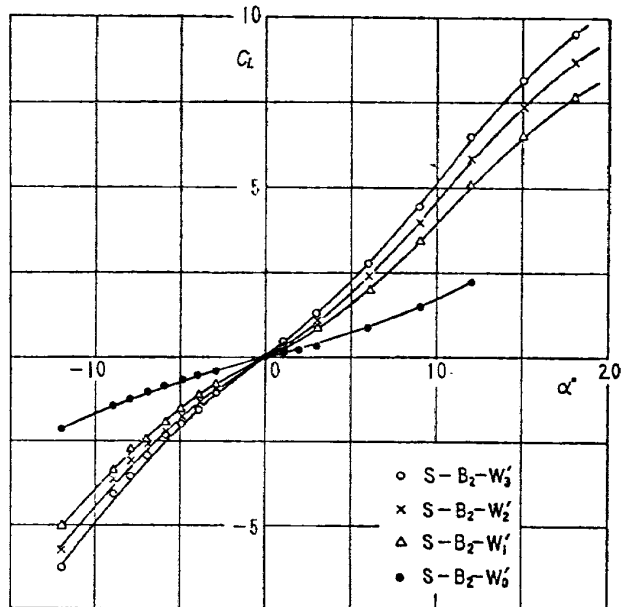
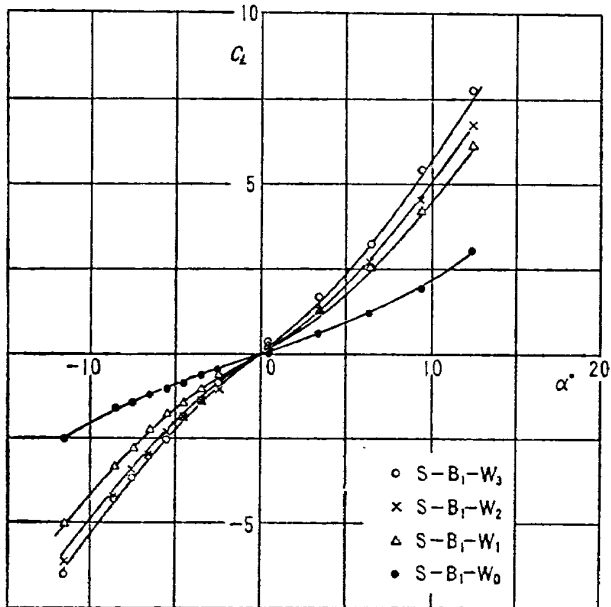


図 2 S-B₁—(三分力試験)

図 3 S-B₂—(三分力試験)

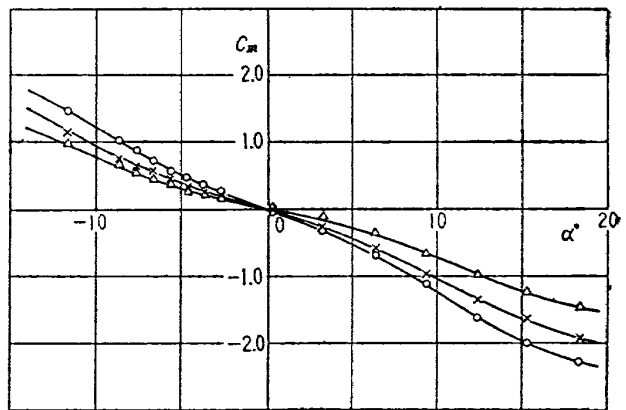
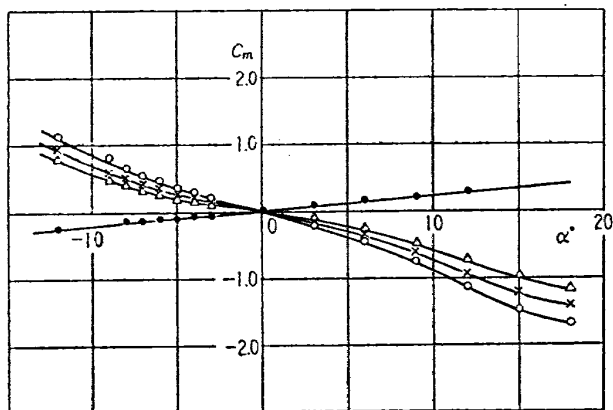
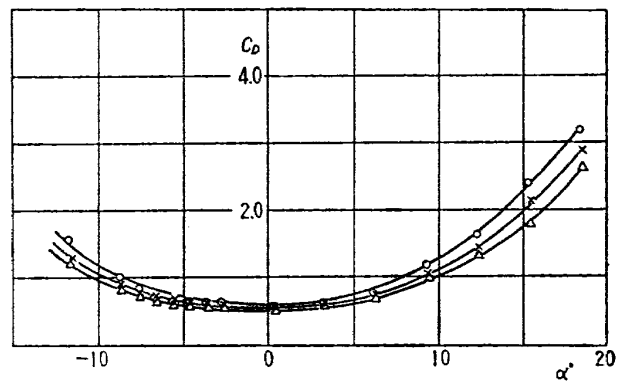
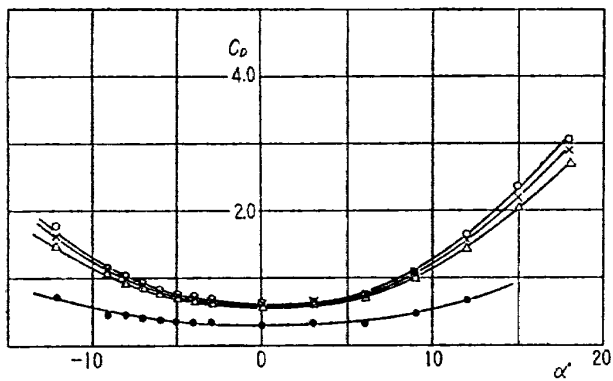
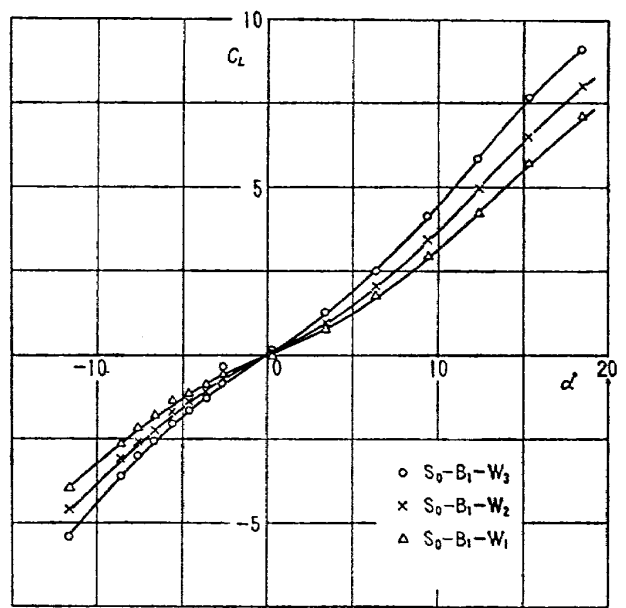
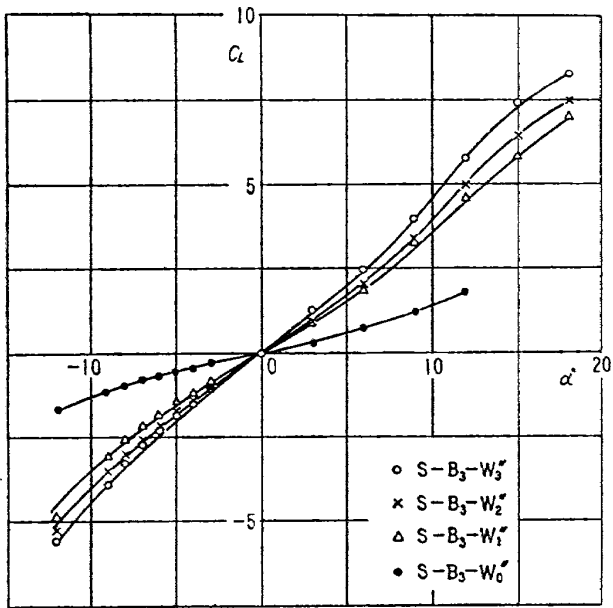


図 4 S-B₃- (三分力試験)

図 5 S₀-B₁- (三分力試験)

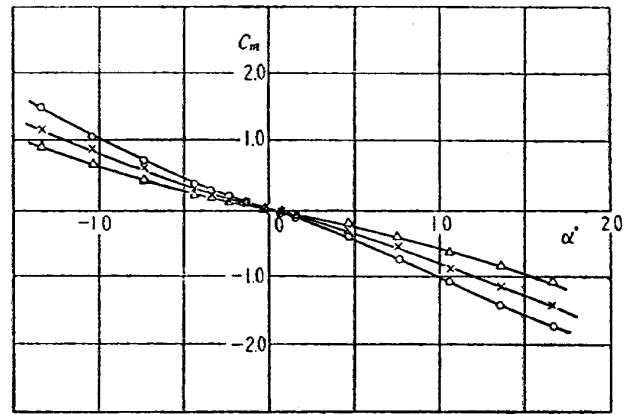
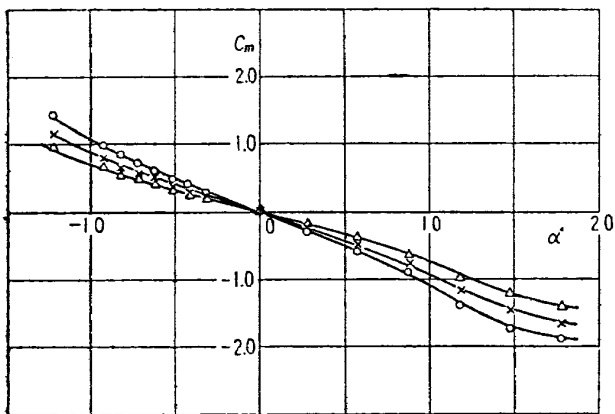
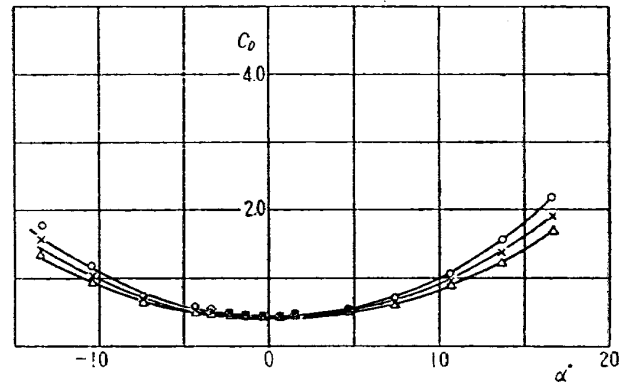
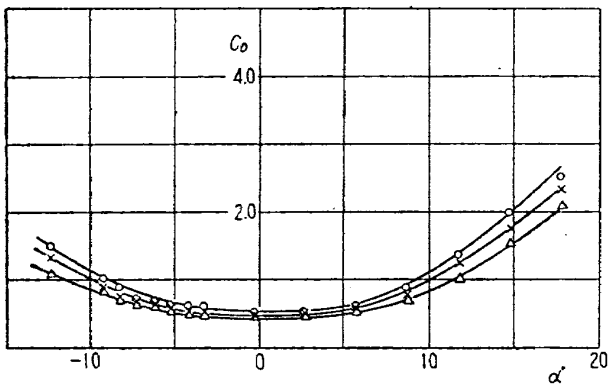
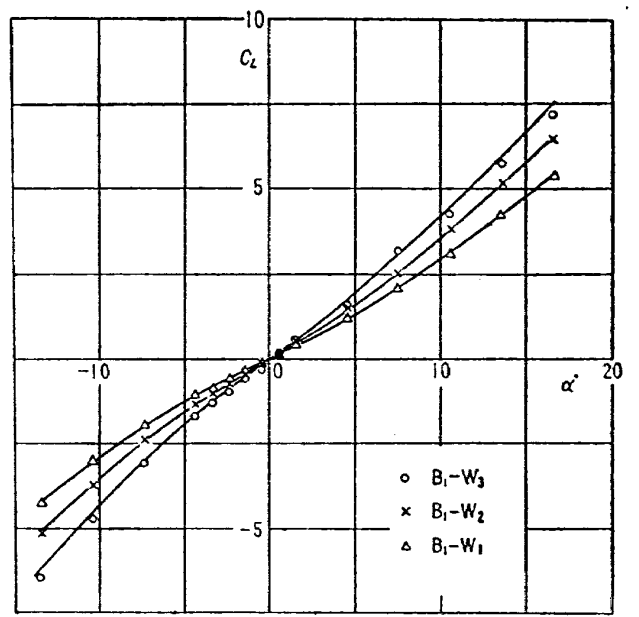
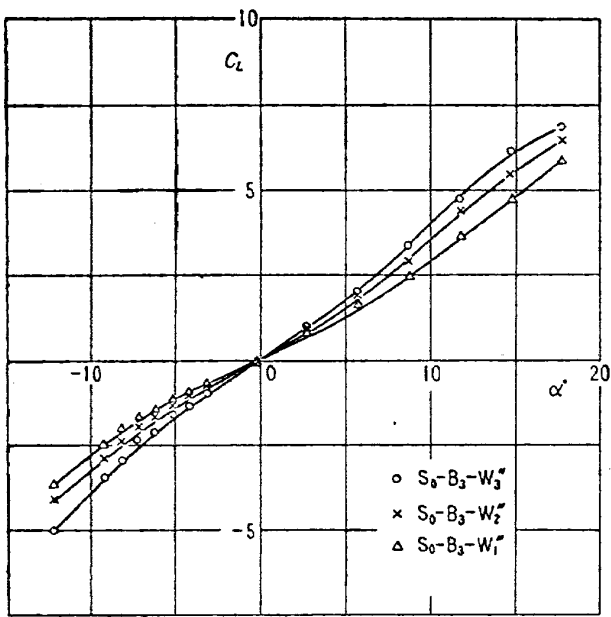


図 6 S_0-B_3 — (三分力試験)

図 7 B_1 — (三分力試験)

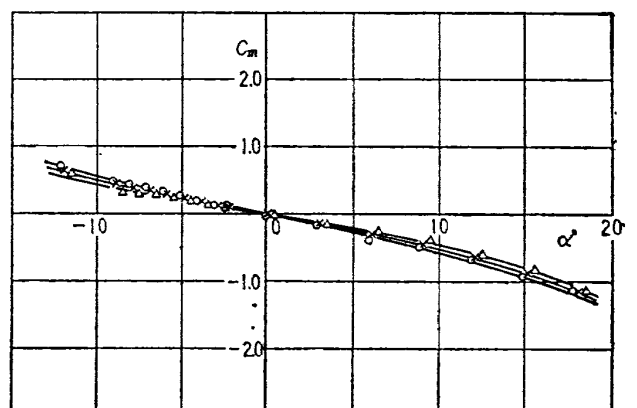
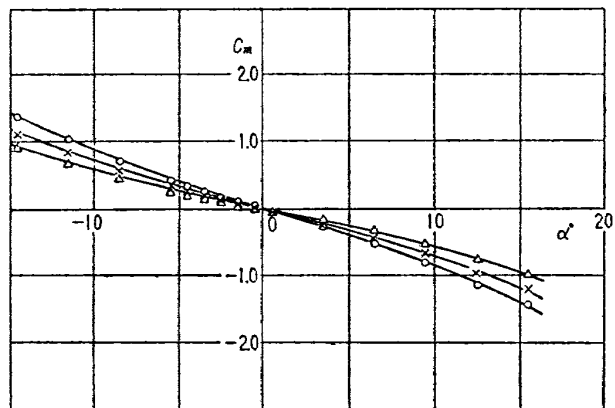
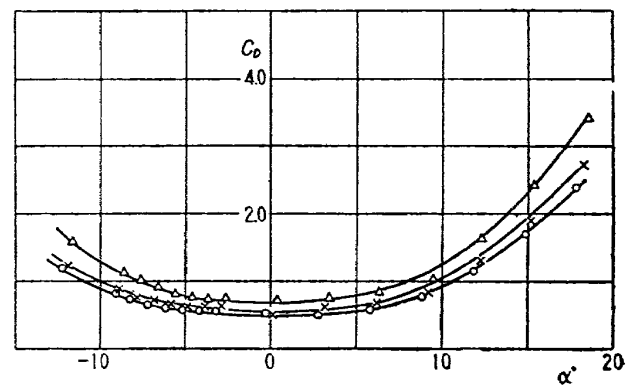
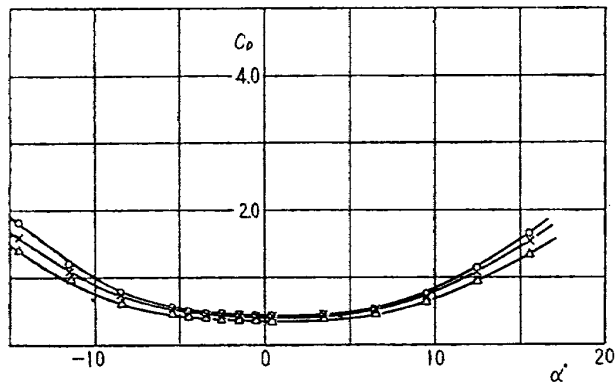
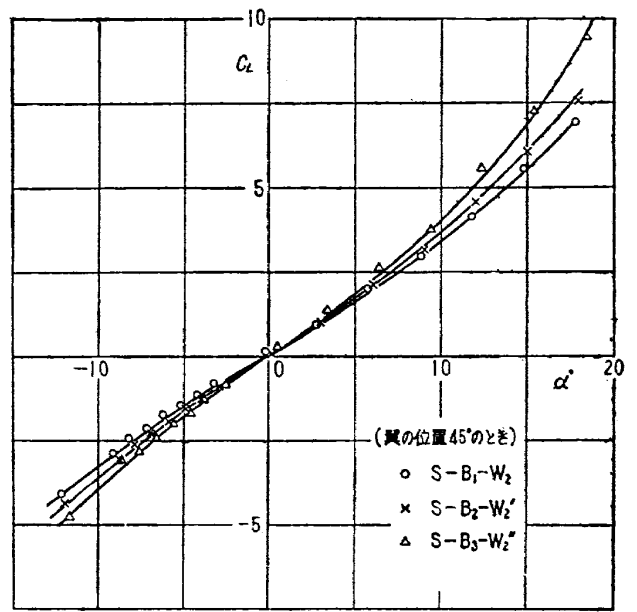
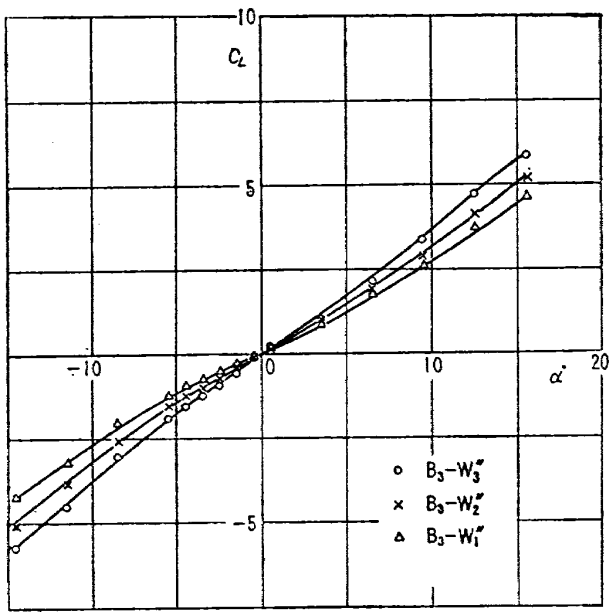


図 8 B3—(三分力試験)

図 9 S-B1—(三分力試験)

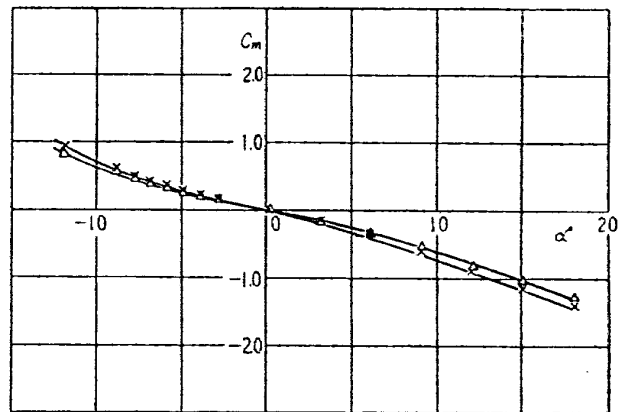
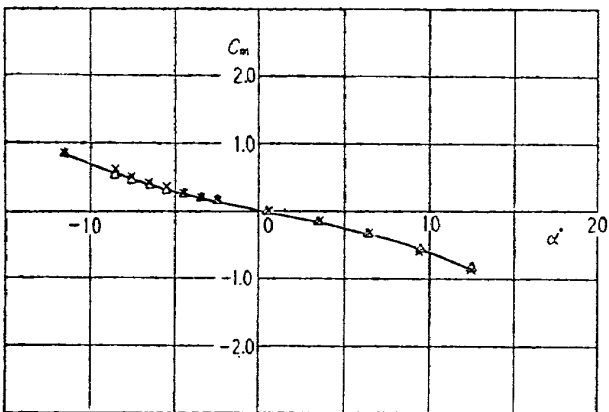
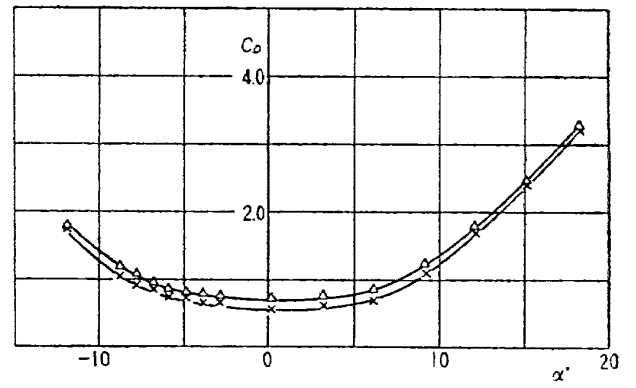
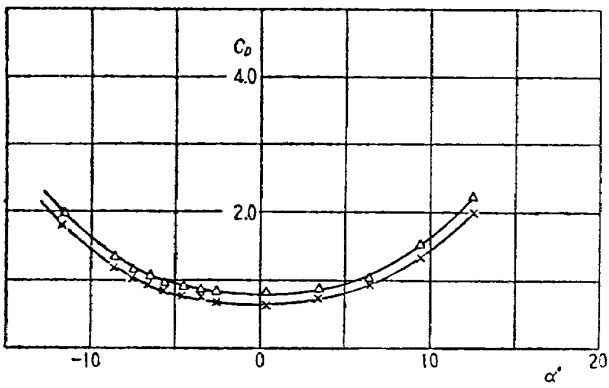
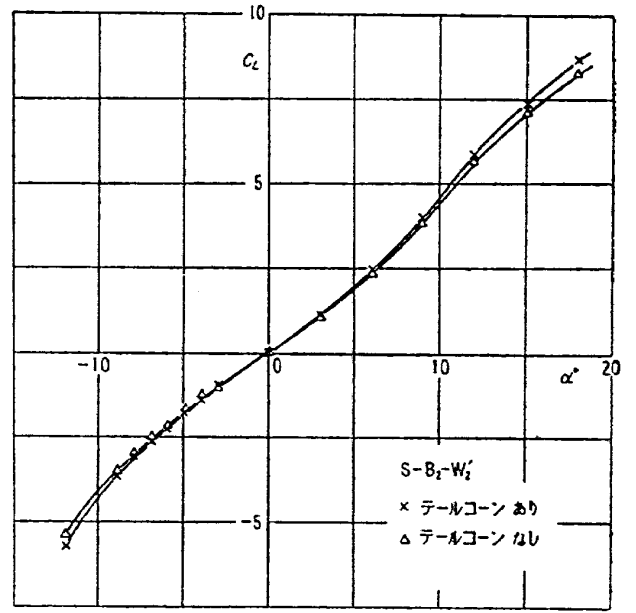
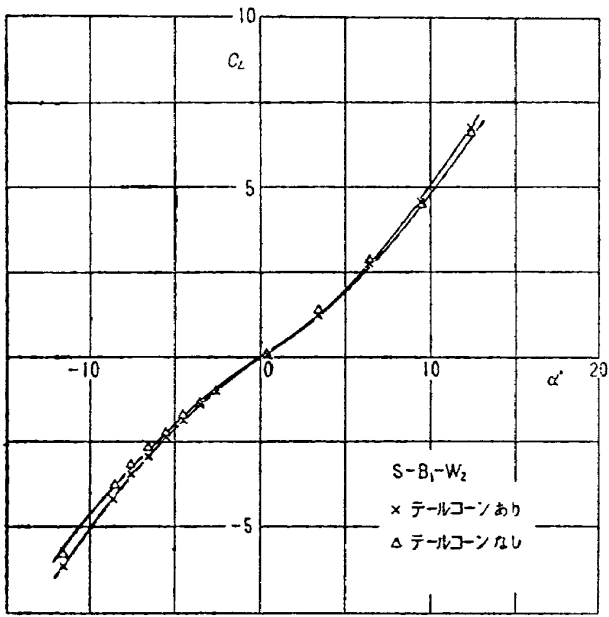


図 10 S-B₁-W₂ (テールコーンの影響)

図 11 S-B₂-W'₂ (テールコーンの影響)

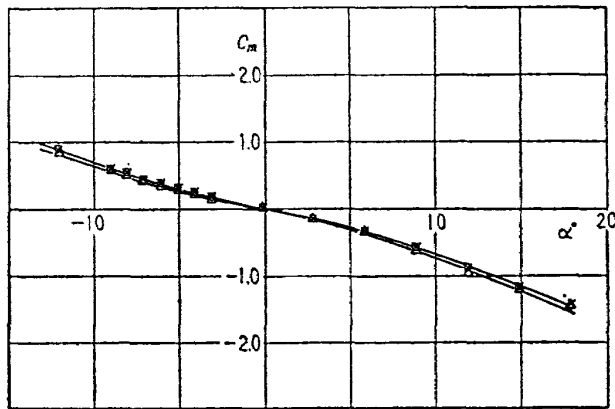
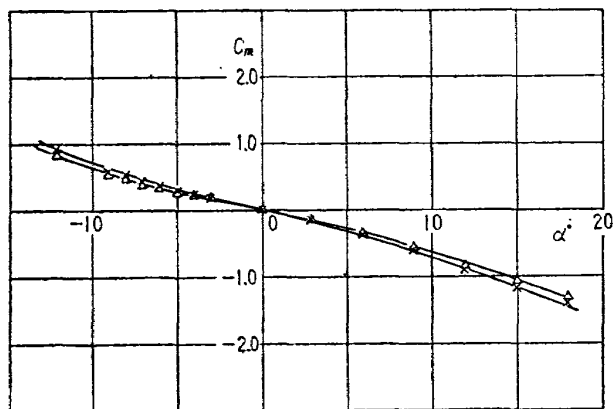
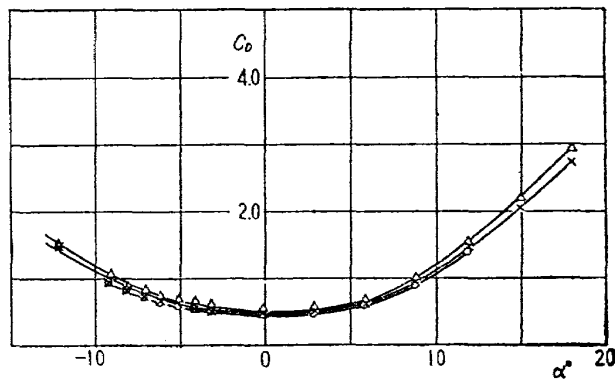
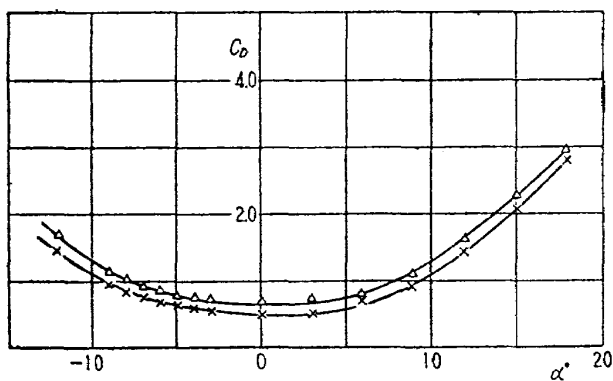
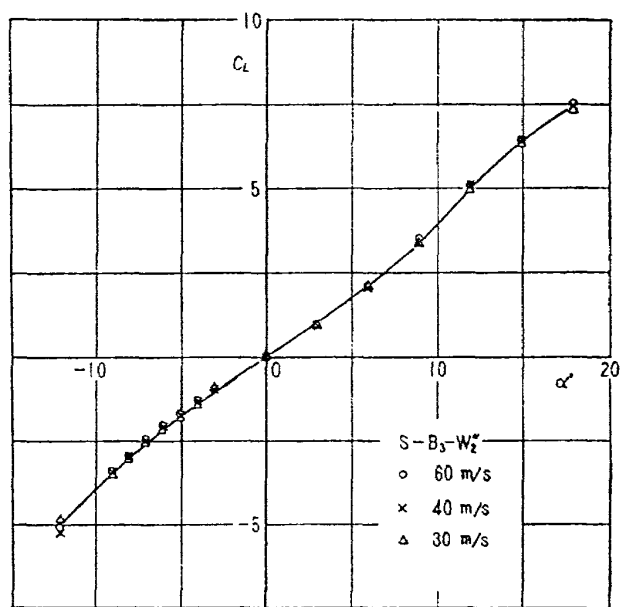
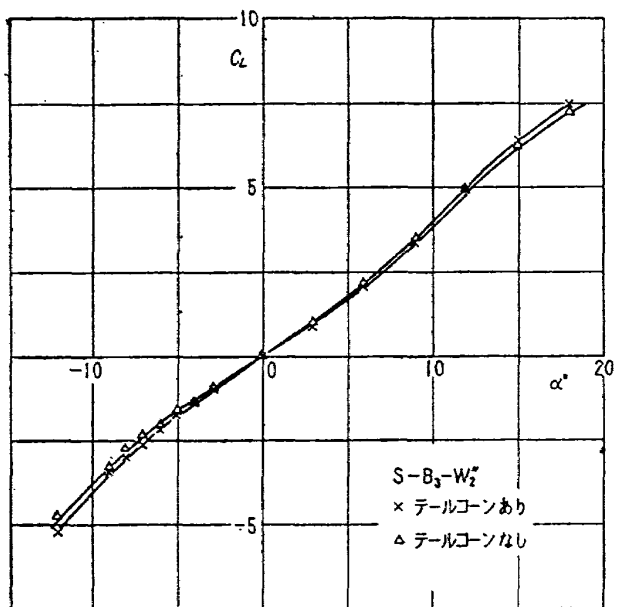


図 12 S-B₃-W₂' (テールコーンの影響)

図 13 S-B₃-W₂' (風速変化の影響)

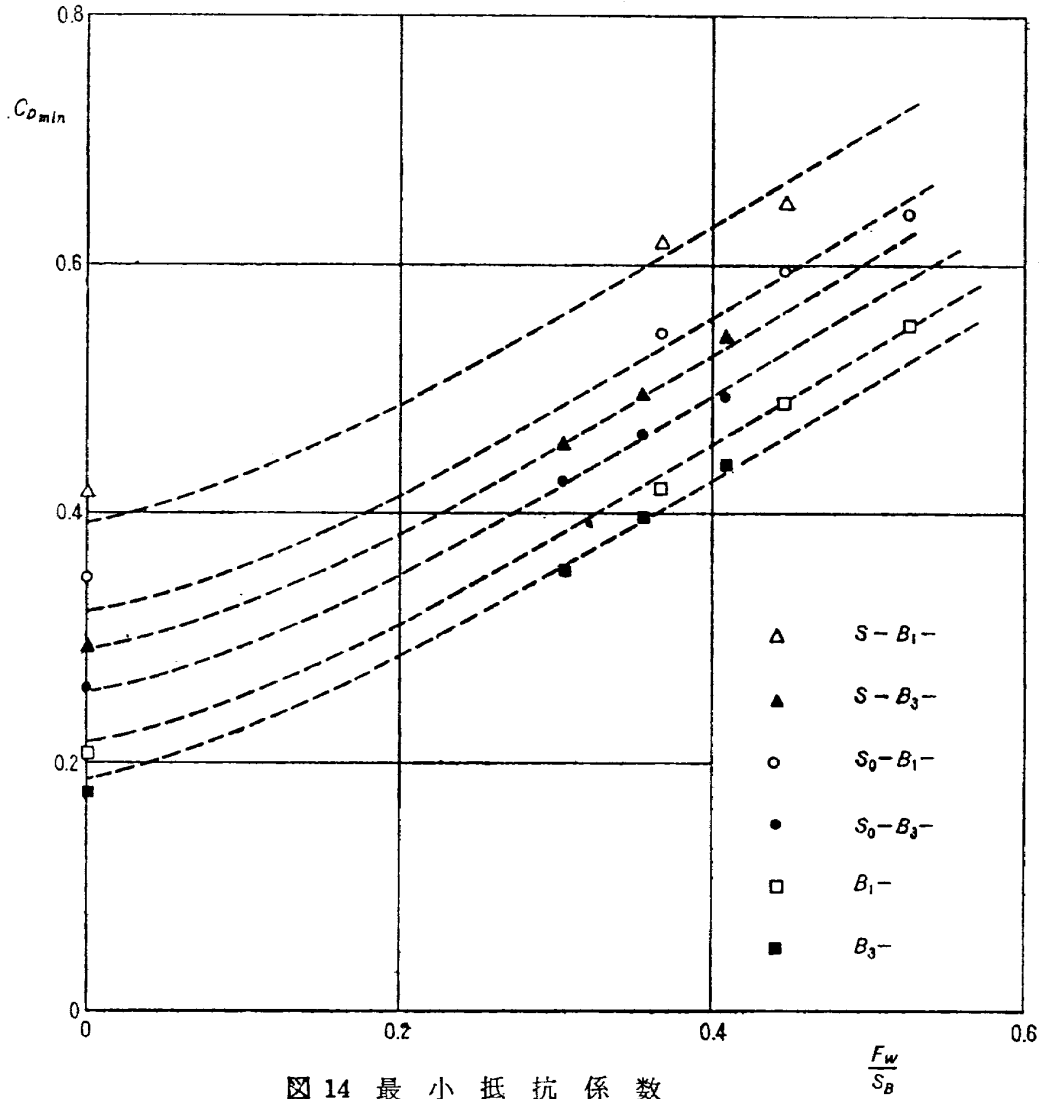


図 14 最小抵抗係数

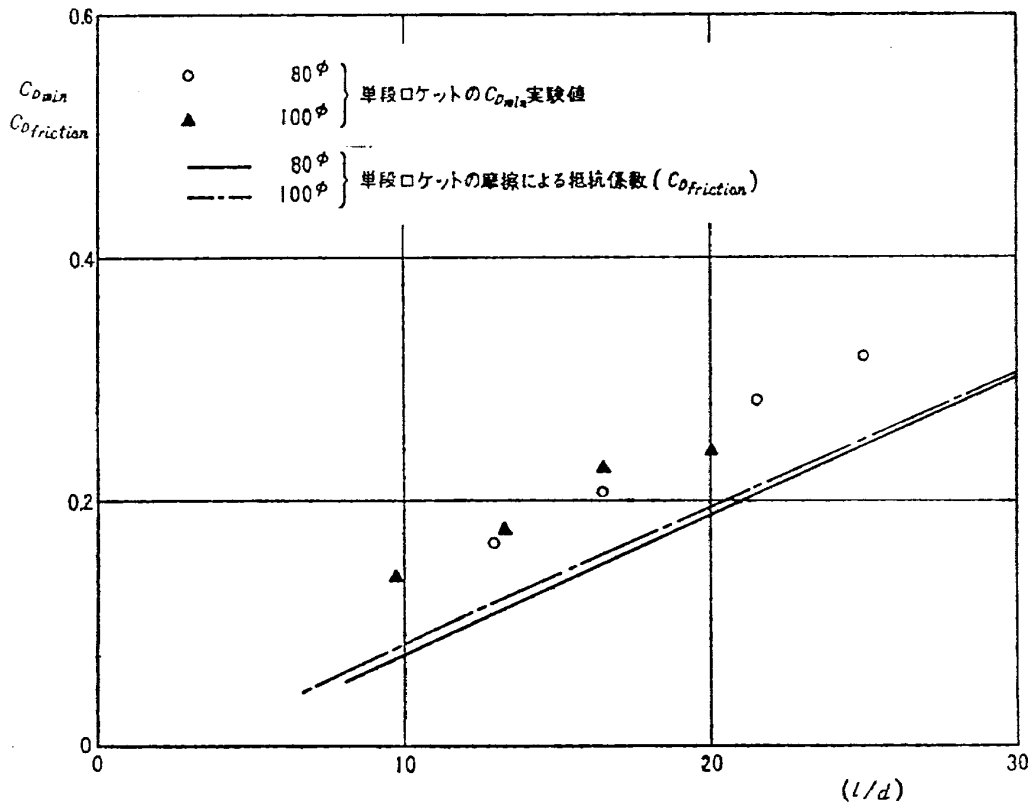


図 15 細長比と最小抵抗係数の関係

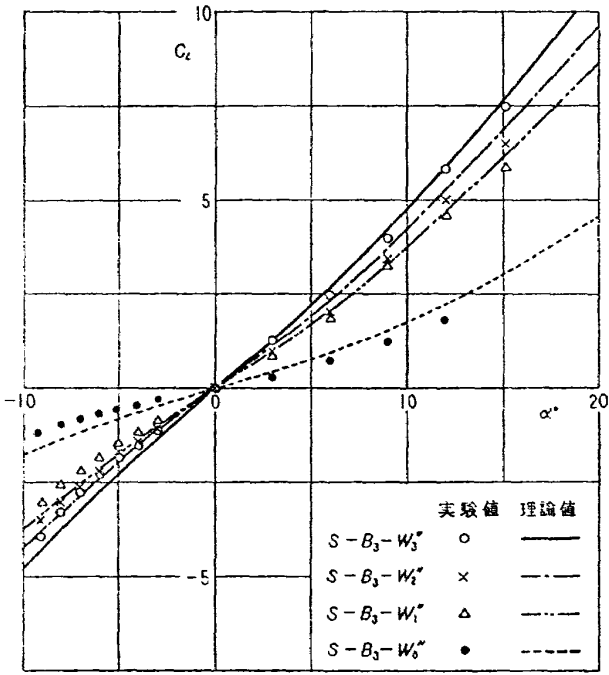


図 16

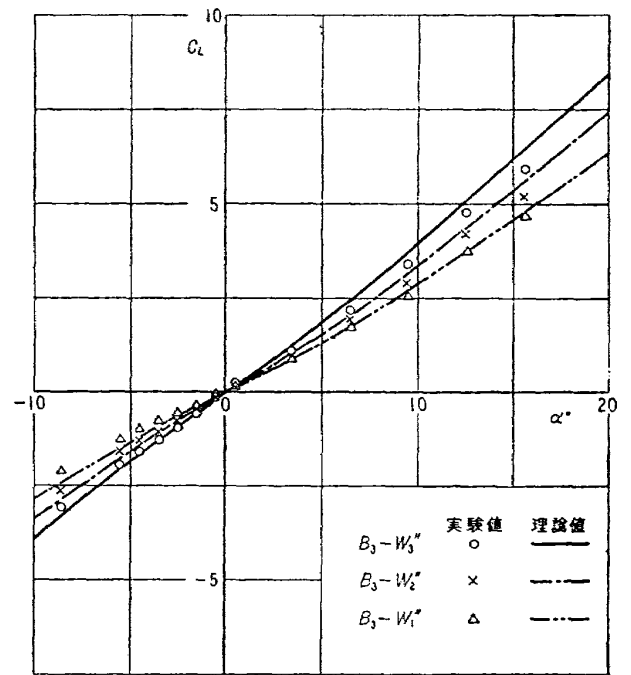


図 18

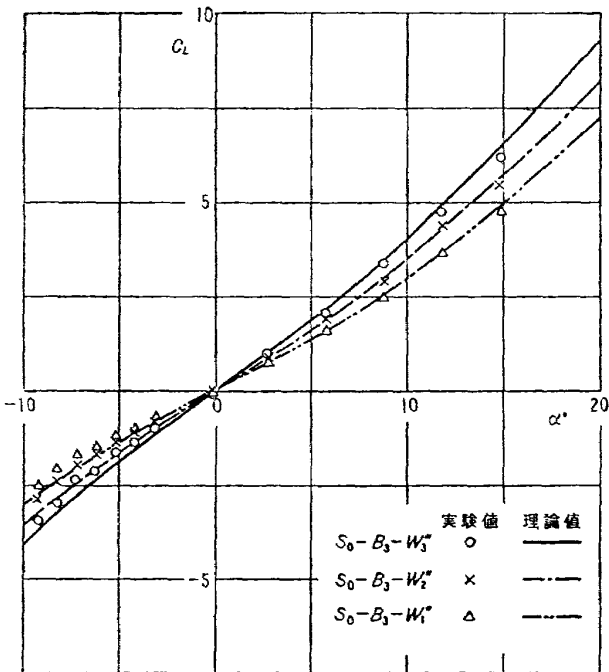


図 17

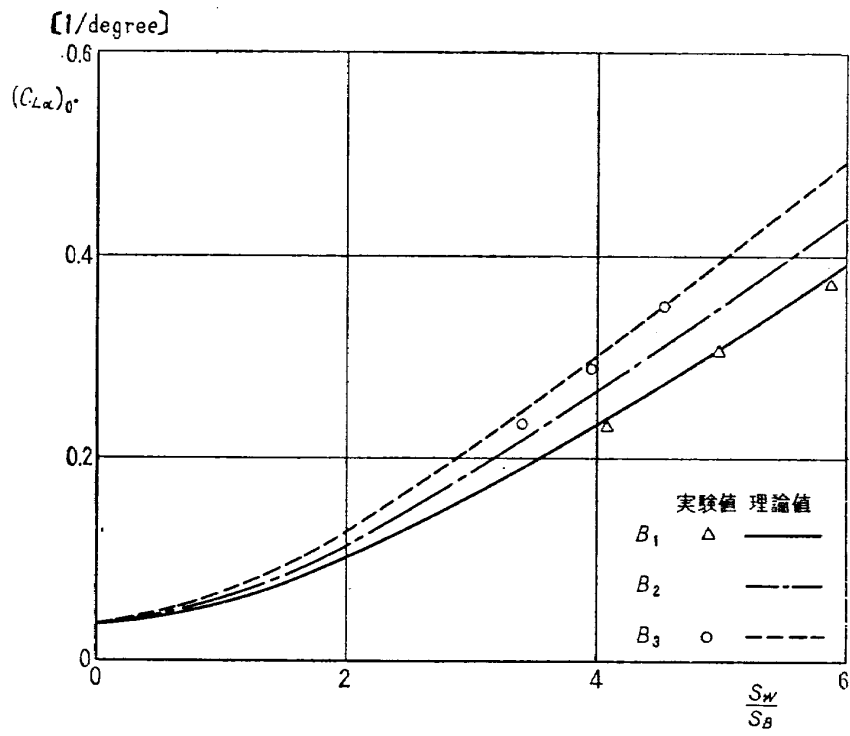


図 19 B_1, B_2, B_3 の揚力傾斜

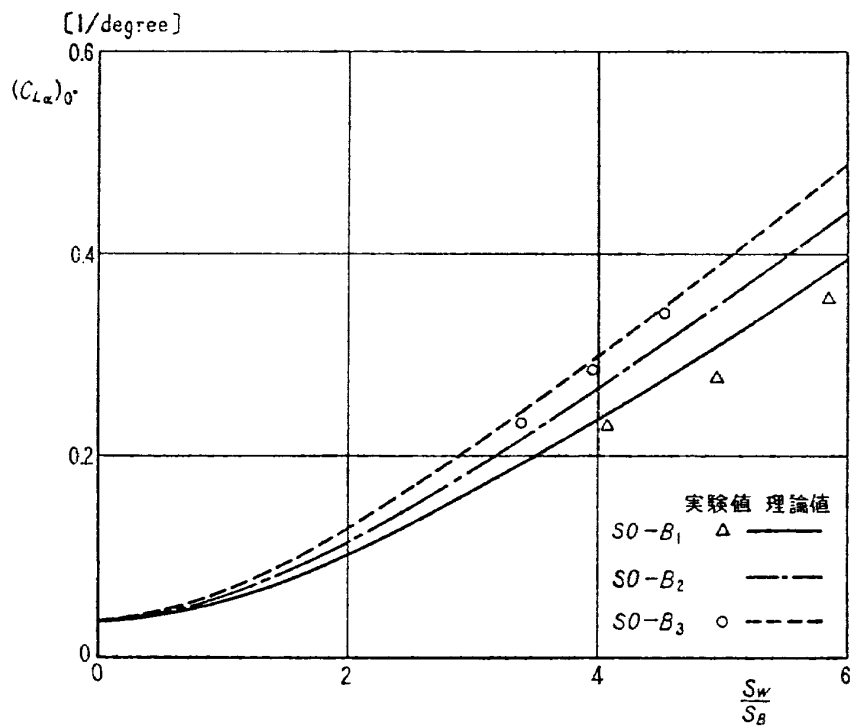


図 20 $SO-B_1, SO-B_2, SO-B_3$ の揚力傾斜

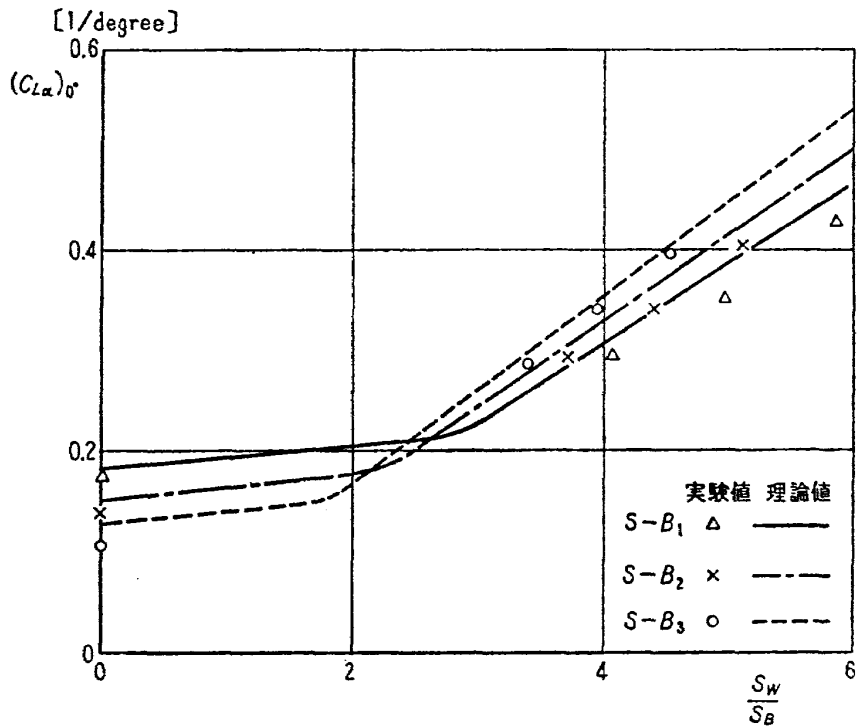


図 21 S-B₁, S-B₂, S-B₃ の揚力傾斜

付 録

NAL 16-31 の設計が変更され、サステナーの尾翼がフレヤーに変わり、さらに長さ直径ともに異なったものとなったので、再度試験を行なった。供試模型の諸元および三分力試験結果をつぎに示す。ここで各空力係数の定義はすべて本文に準ずるものとする。なお、試験風速は 40 m/sec 全長に対する R_e 数は $4.18 \times 10^6 \sim 6.54 \times 10^6$ の範囲である。

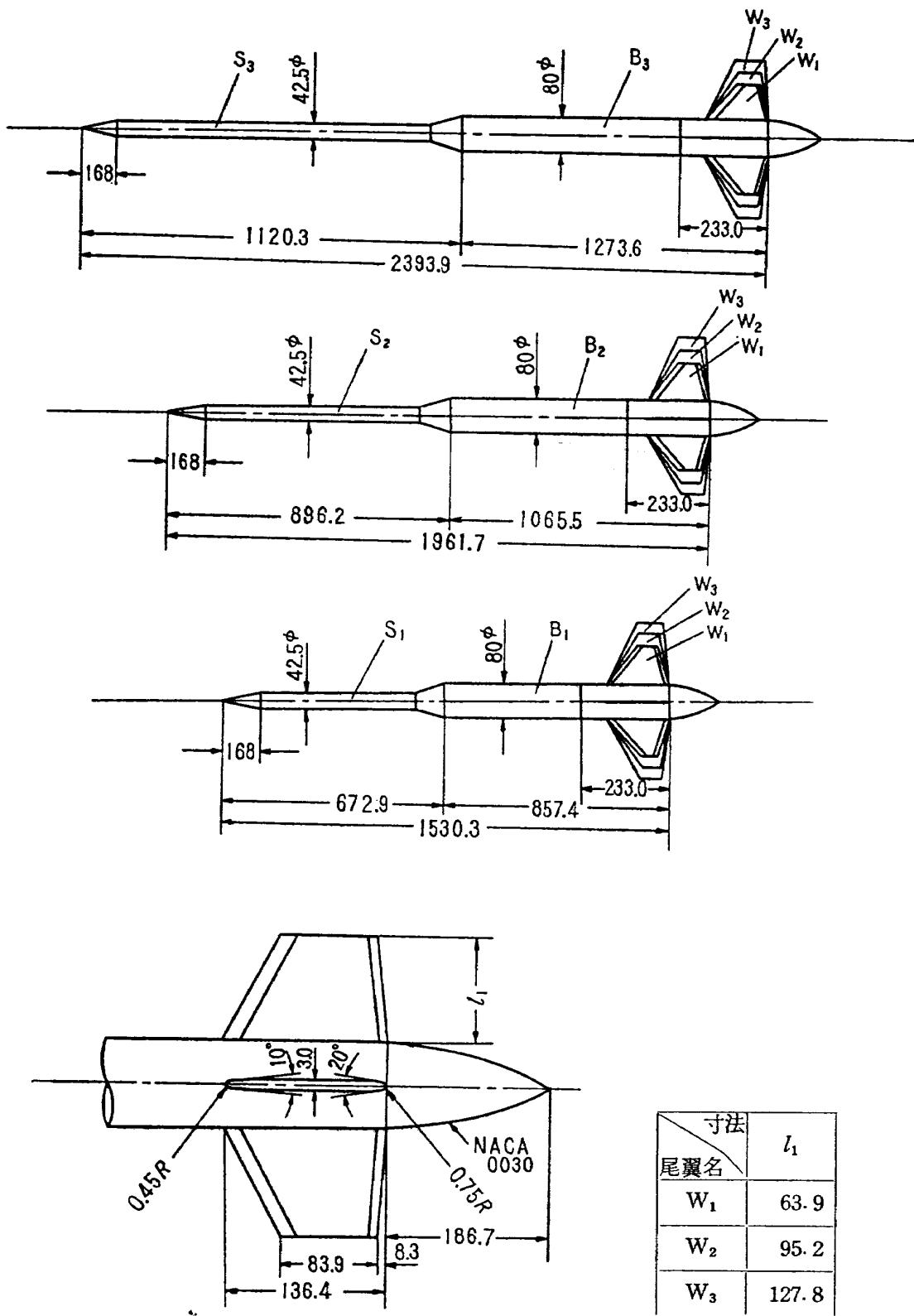
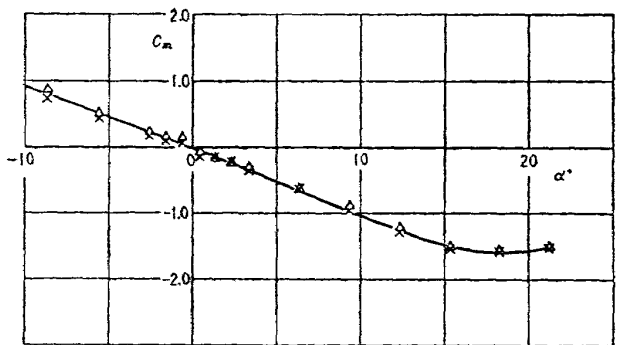
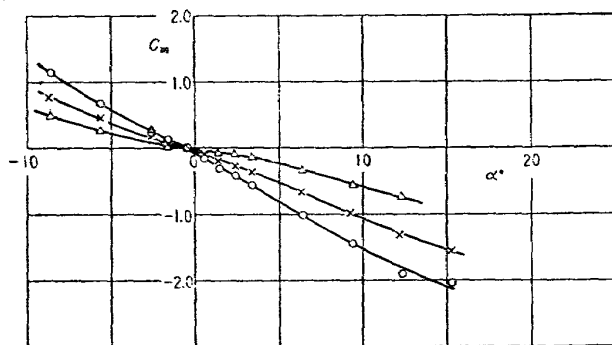
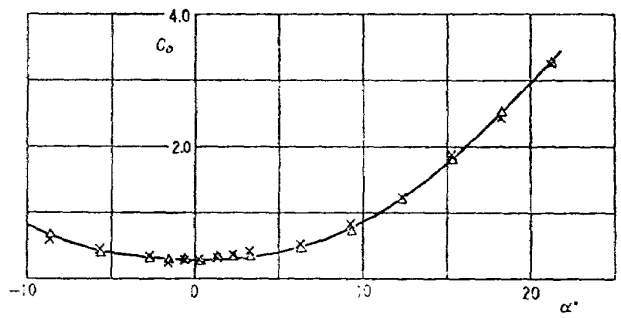
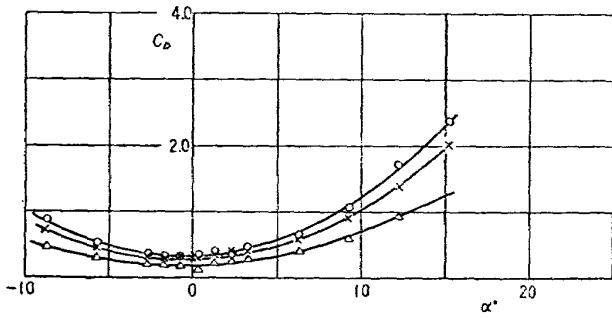
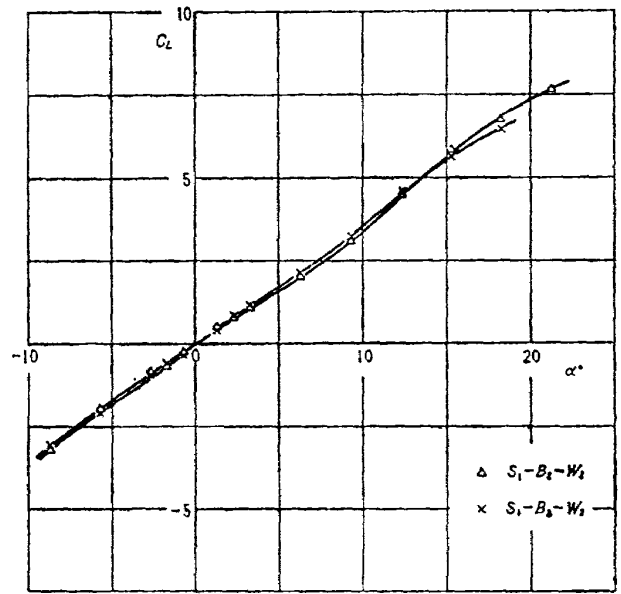
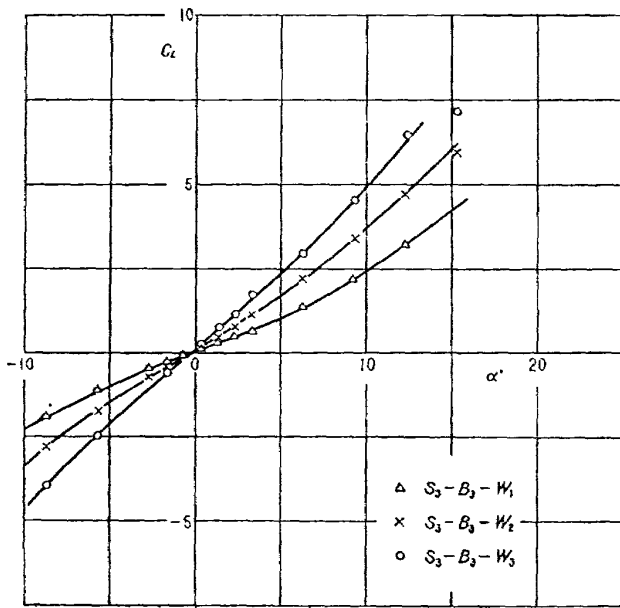
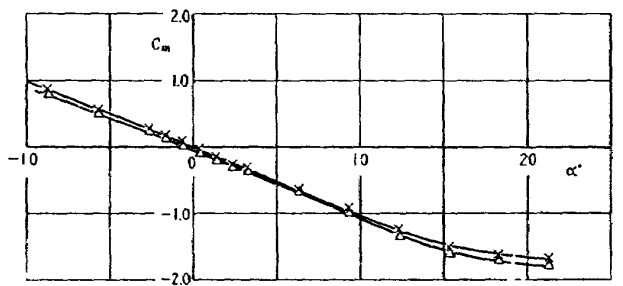
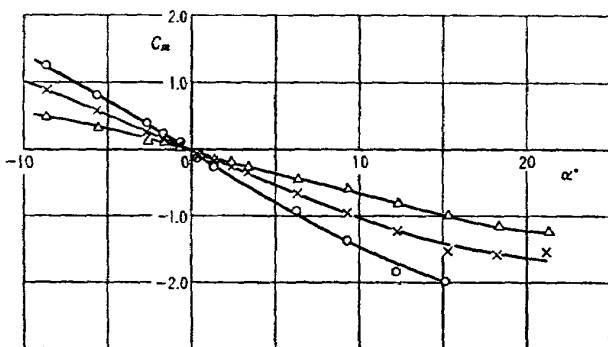
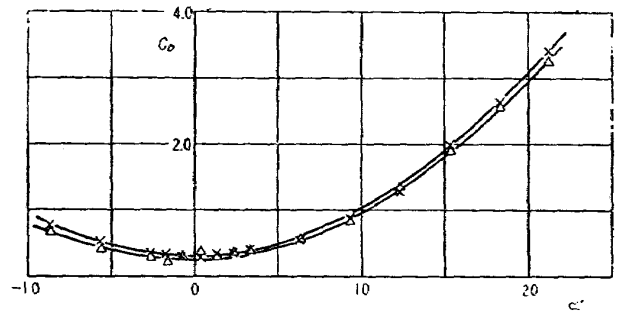
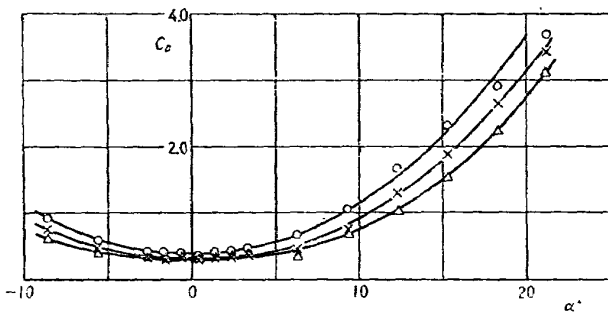
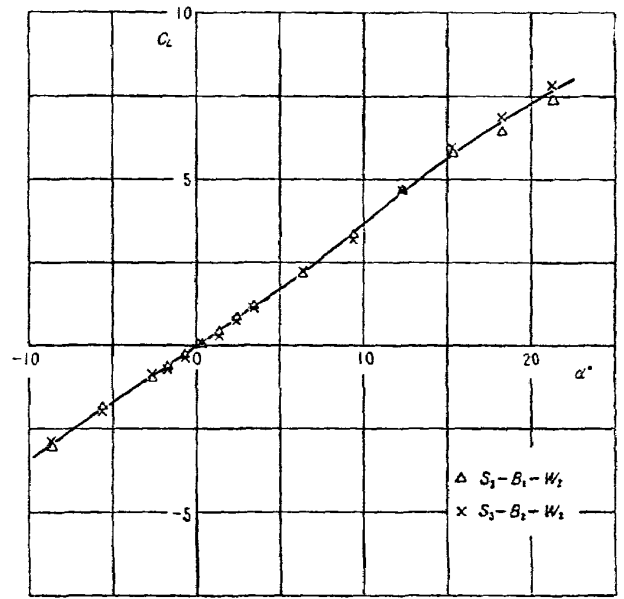
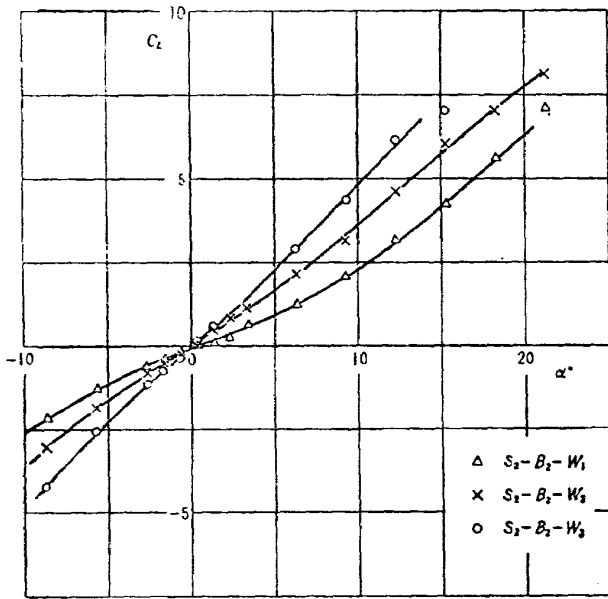


図 A-1 模型



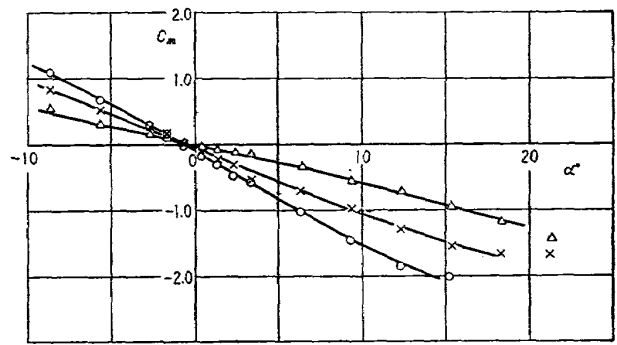
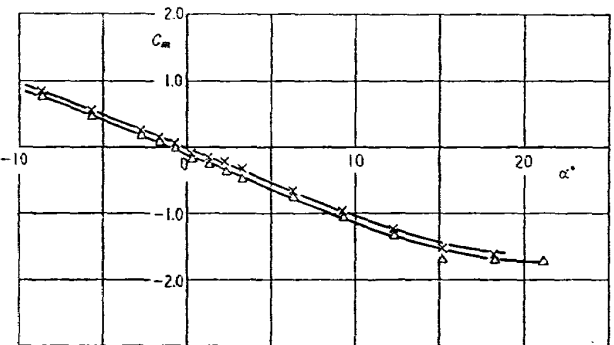
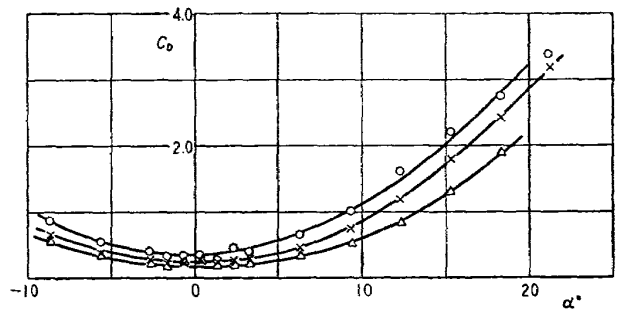
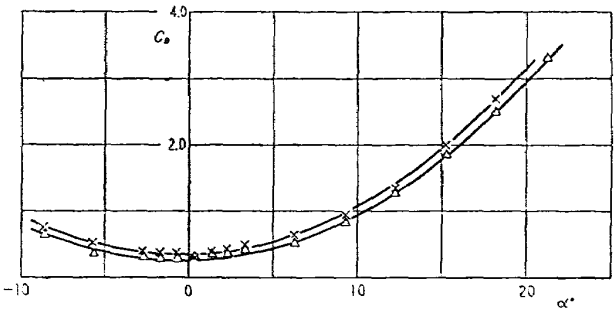
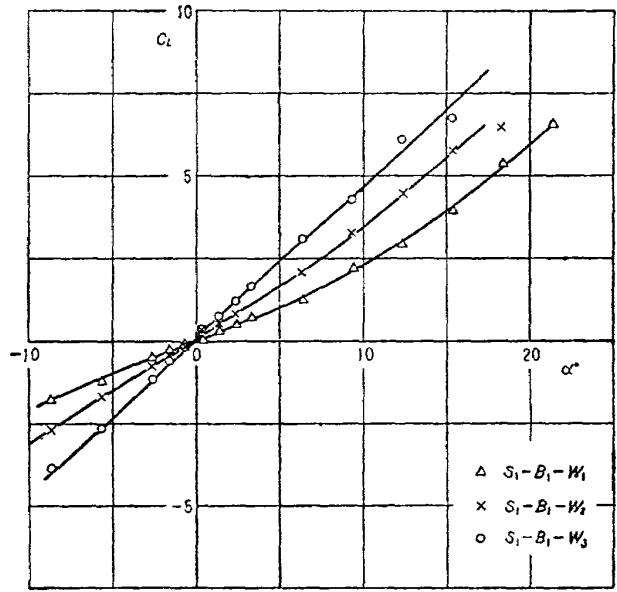
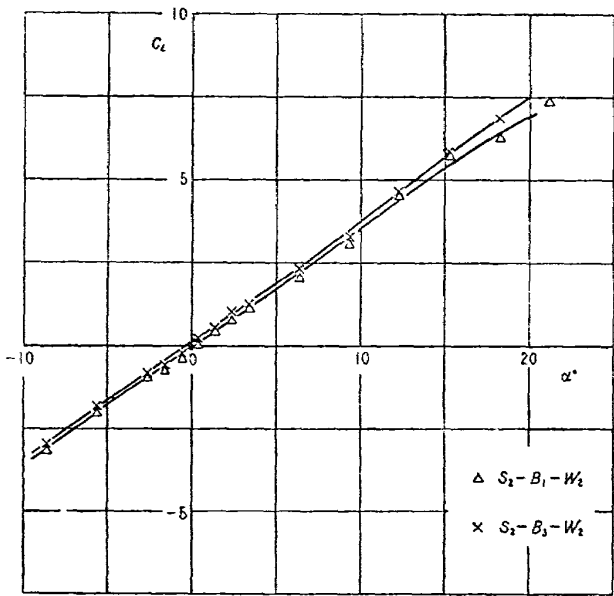
☒ A-2

☒ A-3



☒ A-4

☒ A-5



☒ A-6

☒ A-7

TM-56	2024-T4 アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野 哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾 我 国 男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎 藤 秀 夫, 木 村 友 昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	近 藤 博, 増 田 惣 平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原 亘 利, 高 島 一 明 関 根 英 夫, 中 正 夫 戸 川 保 子, 矢 沢 健 司 広 末 健 一, 田 村 征 一 塚 野 雄 四 郎, 能 村 実 別 府 信 宏
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	江 川 幸 一 飯 田 宗 四 郎
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	
TM-63	2024T-3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪 光 山 敏 雄
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎 藤 浩 隆, 堀 内 正 司 中 村 浩 子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機 体 第 一 部, 計 測 部 原 動 機 部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸 川 隼 人, 石 黒 登 美 子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田 寺 木 一, 泉 日 出 夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武 内 澄 夫, 宮 地 敏 雄 星 谷 昌 二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛 田 永 崇, 清 水 福 寿 吉 永 崇 一
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小 川 敏 一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田 畑 淨 治, 桜 井 善 雄 三 浦 川 雅 男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀 中 野 佳 直, 森 幹 彦 新 田 慶 治
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新 田 慶 治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	新 田 慶 治
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石 崎 哲 久, 斎 藤 秀 夫 外 原 立 藏, 榑 原 盛 三 宗 美 均, 隆 均 長 洲 秀 夫, 柏 原 登 喜 子
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近 藤 博, 増 田 惣 平

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料84号

昭和41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)

印刷所 大日本印刷株式会社
東京都新宿区市ヶ谷加賀町1の12

