

UDC 533.661.015
533.696.011.35

航空宇宙技術研究所資料

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

幸尾治朗・岡 遠一

1965年1月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 一, 木本 一, 清水 福寿
TM- 2	航究技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2月	橋本 一, 登雄, 戸川 隼人, 三好 力, 高橋 隼子, 能美 良三, 板佐 藤田, 鳥海 秀夫, 細川 登, 長洲 川本, 橋本 和之, 竹内 和之, 池田 為治, 坂元 思無邪
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATARON 205 用 ALGOL 58 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, 小川 勉一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3月	竹林 洋彦, 中井 暎一, 小原 瑛
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	
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 暎一, 小原 瑛, 島海 良三, 安藤 泰勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4月	中井 暎一, 橋本 正昭, 高木 俊朗, 橋本 正昭
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5月	鳥崎 忠竜, 藤井 昭一
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	山小 野幸一
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, 斎藤 秀夫, 新井 宗四郎, 竹内 和之, 飯田 中井治夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
TM-25	DATARON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1月	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	橋本 宏, 中井 暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1月	谷 喬, 原 亘利, 榊原 盛三, 外立 政隆, 中井 暎一, 橋本 宏, 安藤 泰勝, 高木 俊朗, 小橋 安次郎, 宮 沢 政文
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	
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	
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
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 稀義
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	長洲 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, 石原 久蔵, 石井 孝雄
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	
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, 滝沢 実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関 昌次, 田寺 木一, 泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アトュラ模型) の実験 結果	1964年12月	塚本 貞吉, 鈴木 邦男, 大松 宏, 石井 浅五郎, 広木 強, 山 中国 雍, 竹内 和之, 藤 枝 郭俊
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	

注：欠番は配布先を限定したもの

ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について*

幸 尾 治 朗**

岡 遠 一**

1. ま え が き

ヘリコプターがホバリングしているときのローター後流の速度は 10m/sec 程度であり、この加速された気流の下方におかれた胴体に下向きの抵抗が生じ、ローター推力の損失となる。

この抵抗は従来の資料によればローター全推力の数パーセントにおよぶことが知られ、横方向の突出部が多い機体では 10% にも達している。たとえば、シコルスキーの S-55 型程度の大きさのヘリコプター（全備重量 約 3,500kg）については、推力の 4% の抵抗は約 140kg、すなわちペイロードの約 14% に相当する。これはホバリング時の必要馬力の内、30 PS 程度の損失となる。したがって、ヘリコプター胴体の空力的形状の決定にあたっては、この種の抵抗の減少をはかる立場から考察する必要がある。

2. 考 え 方

ローター後流の振れ角は、ホバリングの時にはかなり大きく、20度近くに達するものもある。

この気流の振れのエネルギーを回収し、上述の胴体抵抗による推力損失をいくらかでも回復させようとするのが本研究の目的である。船舶工学の分野で実用化されているリアクションラダーの考え方は、推進器後流の回転エネルギーを舵で整流吸収してプロペラの推進効率を高めようとするもので1ないし3%の推力増加を得ている。

この場合、¹⁾舵は船体中心線に関して非対称につくられ、プロペラ軸の上下で反対方向へ振られている。いま、ホバリング時から低速への遷移飛行までの飛行状態にあるヘリコプター、もしくはテイルトウィング型式の VTOL についてローターと胴体、またはプロペラと主翼の関係をおのおの取り上げて上の考え方をあてはめてみよう。図1において、ヘリコプターの胴体を厚翼と考え、一方、ローターによって生ずる振れた流れを迎角 α で流れ込む気流であるとみなす。生じる揚力 L 、

* 昭和39年12月25日受付

** 飛行実験部

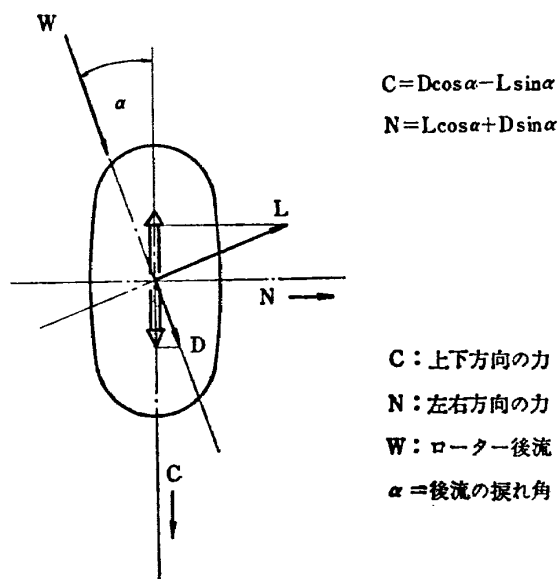


図 1

ロータートルクを消す目的でとりつけられているテイルローターの消費馬力をなくしうる。この二つの馬力救済によって、ヘリコプターのホバリング時のペイロードはますことになる。

図2に、ヘリコプター胴体にかなりちかい厚さの対称翼型 (NACA 0030) の風洞試験測定値より、(1)、(2)式を用いて計算した翼弦方向分力、垂直方向分力を示す。本図においては無次元係数 C_N 、 C_C を用いる。この場合、約4度の捩れ角で抵抗は0となり推力へ転じていく。

3. 実 験

2節に述べた考え方を進めるにあたって、基礎資料を得るため、ヘリコプターの胴体として普通に用いられる断面型に近い4種類の二次元模型を製作し、風洞実験で揚力 L 、抗力 D を測定した。同時に、これらの測定値より(1)、(2)式を用いて翼弦方向分力 C および垂直方向分力 N を求め、無次元係数として、翼弦分力係数 C_C および垂直分力係数 C_N を算出した。風洞試験に用いた断面型の諸元を図3に示す。模型はすべて弦長 20cm、幅 100cm の木製ラッカー塗仕上げである。図4に、これらの試験における二次元模型と端板の装置概要をしめす。

端板と模型の間には薄いウレタンフォームのシートがはってあり、接触による測定誤差をできるだけ少なくしてある。

実験は船舶技術研究所の 1.0m×1.5m のゲッチングン型楕円風洞によって行なわれた。実験時の風速は約 30m/sec で、レイノルズ数 $R.N.$ は胴体模型の弦長を基準長にとって、 4.2×10^5 程度であった。係数を算出する場合の参照面積としては、模型の平面投影面積を用いた。風洞試験測

抗力 D を翼弦方向の分力 C と翼弦に垂直方向の分力 N にわけて考えると、

$$C = D \cos \alpha - L \sin \alpha \quad (1)$$

$$N = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (2)$$

(1)式において、 $D \cos \alpha$ と $L \sin \alpha$ の大きさを比べると、両者が等しくなればヘリコプター胴体の上下方向の抵抗は 0 となる。本報告において C の正符号は抵抗成分を、負符号は推力成分をあらわす。第1項より第2項が大きくなる胴体ができれば、胴体の存在によりかえって推力をますことが可能となる。また、垂直方向の分力 N はロータートルクによる反作用をへらす方向へ働き、単ローターのヘリコプターで、

定値より得られた揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D を図5ないし図8に示す。これらの係数を(1)、(2)式に代入して算出した翼弦方向分力係数 C_o および垂直方向分力係数 C_N の値を図9ないし図12に示す。横軸はいずれも迎角 α (ローター後流の振れ角を意味する。) を示す。これらの曲線を2節に述べた考え方で比較検討すれば、迎角(後流の振れ角)が約 16° になると C_o の値が0になり、さらに負に転ずる特性を示すD型断面を筆頭にして、D型、A型、C型、B型の順序に良好な断面型であるといえる。C型、B型のような断面の場合は結論のところ述べるように、レイノルズ数の影響を考慮に入れる必要があるので、さらに高いレイノルズ数での実験が望ましい。ロータートルクの反作用を減少させる点からしても (C_N の大、小をいう。) 上記の場合と同じ順序に良好な断面型であるといえる。三次元模型についても同様な風洞試験を行なった。実験は一例として、シコルスキーの S-55 型ヘリコプターの 1/20 胴体模型を用いた。胴体断面形状の効果を比べるため、原型のままのものおよび、テイルコーンの部分を若干整形したものについて、二次元の場合と同様、揚力と抗力を測定し、 C_o と C_N を算出した。実験風速は同じく約 30m/sec で行なった。胴体の上下最大高さを基準長にとったレイノルズ数は、 3.5×10^5 程度である。

係数算出のための参照面積は、ヘリコプターの空力係数をしめすときに通常用いられる回転面面積をとった。用いたヘリコプター胴体の三次元模型の原型および整形したものを図13に示す。

原型および整形模型の風洞試験結果を図14に示す。横軸は迎角 α 、縦軸は揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D を示す。

翼弦方向分力係数 C_o および垂直方向分力係数 C_N については図15に示す。横軸は同じく迎角 α である。本図について胴体形状の上下方向の抵抗に及ぼす効果を考察すれば、迎角12度で C_o は $1/2$ となり、20度の場合は $1/10$ の C_o になり、胴体抵抗による推力損失をほとんどカバーすることになる。この模型では、テイルコーンの部分について若干の整形を行なっただけであるが、初期設計においてこの点に着目すればかなりの効果が期待される。なお、S-55 型ヘリコプターの実機のレイノルズ数は、後流速度を約 10m/sec とし、 2.7×10^6 程度である。本実験は風洞の大きさ、風速に制限され、かなり低いレイノルズ数で行なわれたが、一般にこのようなずんぐりした形状の物体では、レイノルズ数が 10^6 近くで空気力の急激な変化が認められる。われわれの実験に用いた B型模型によく似た模型によるレイノルズ数の効果を、参考文献より引用し、図16に示す³⁾。

横軸は迎角 α 、縦軸は翼弦方向分力係数 C_o を示す。本例では実機相当のレイノルズ数において大幅な C_o の減少が認められる。

4. あとがき

ローター下方の振れた後流中におかれるヘリコプターの胴体形状を決定するにあたっては、前進飛行時の抵抗を考慮すべきことはもちろんであるが、上述の基礎実験の結果から、上下方向の抵抗

についても考えるべきであることがわかる。さらに利得を増すには、ローター回転軸を中心として、前半部と後半部胴体を、それぞれ、逆方向に振れば最適の効果が得られる。ヘリコプターは他の型式の VTOL 機に比べると、本質的に前進速度の点ではおとる反面、ホバリング時の性能においてすぐれている。前述の方法は、地上工事の援助作業、構造物組立作業の支援時に、ホバリングの必要馬力を減少させうることに意味がある。本実験はヘリコプター胴体についての基礎資料を提出したものであるが、図17にはティルトウィング型式の VTOL 機（6発動機）の地面近くにおける大型模型の実験結果の例を引用する²⁾。この数値は、表面で測定された翼弦方向の圧力分布から前後方向分力を算出したものである。横軸は翼幅方向の測定位置をプロペラ半径の相対位置として示す。 $y/R=1$ はプロペラチップの位置である。

縦軸は翼弦方向分力係数 C_G である。 C_G の負記号は後流の振れによって生じた揚力の前傾成分による推力を意味する。この結果プロペラ後流の中にある主翼には前向きの力が発生するわけである。後流に覆われる部分が翼型であり、しかも大部分の翼が後流中にあるティルトウィング型式機では、ヘリコプター胴体について示唆したごとく、後流の振れ角に応じて翼後縁を振るとか、後縁フラップをプロペラ軸に関して左右、逆方向に振ればより以上の効果が得られよう。

終わりにあたって、実験用風洞を使用させて下さった船舶技術研究所ならびに実験その他に協力された飛行実験部 広末健一、鎌田幸男、照井祐之の諸氏に感謝する。

参 考 文 献

- 1) 谷口 中, 渡辺恭二; 自航模型船の後流計測ならびにその Reaction Rudder への応用, 造船協会論文集, 88号
- 2) M. M. Winston & R. J. Huston; Propeller Slipstream Effects as Determined from Wing Pressure Distribution on a Large-Scale Six-Propeller VTOL Model, NASA TN D-1509 (1962/12).
- 3) E. C. Polhamus; Effect of Flow Incidence and Reynolds Number on Low-Speed Aerodynamic Characteristics of Several Noncircular Cylinders with Applications to Directional Stability and Spinning, NASA TN 4176 (1958/1).

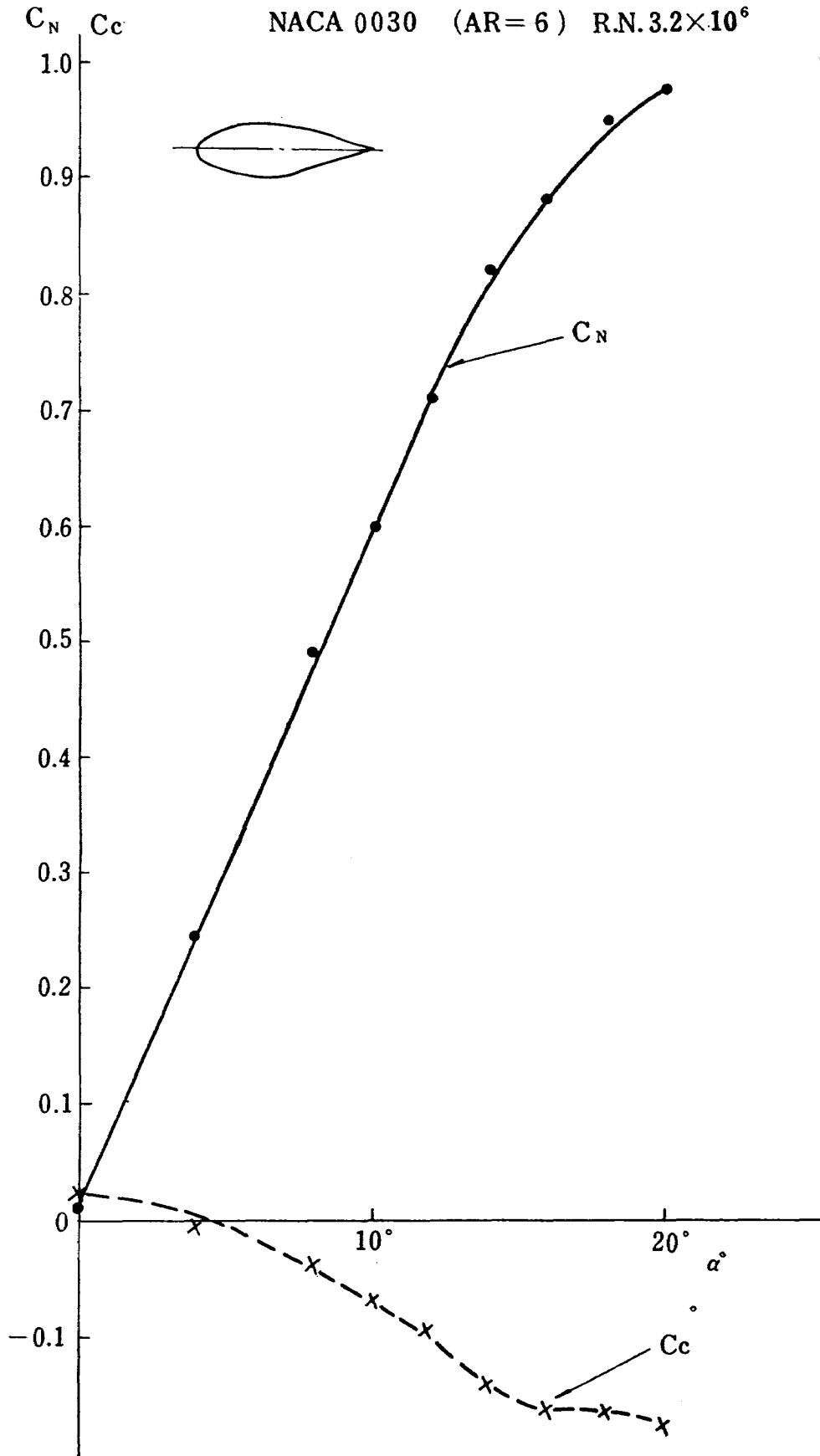
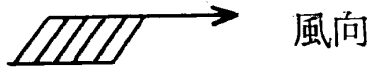


図 2



長さ 1 m の二次元模型

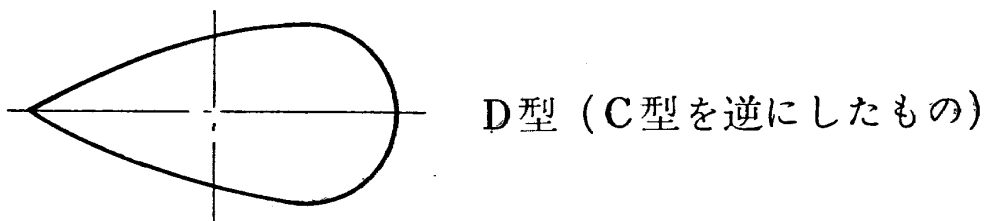
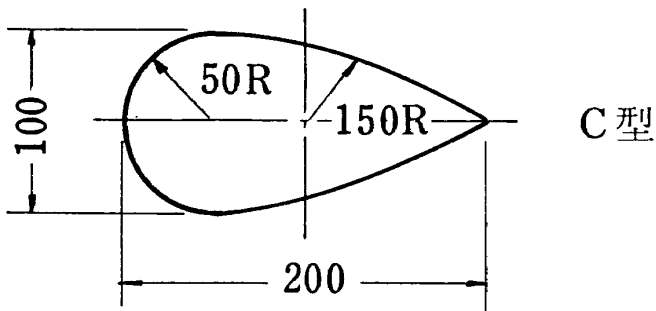
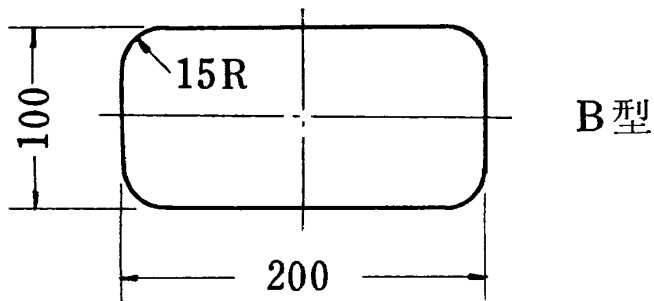
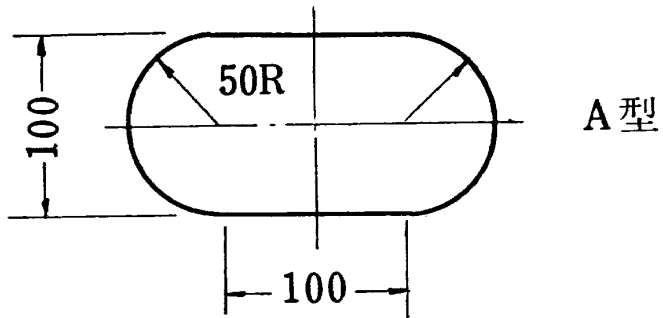


図 3

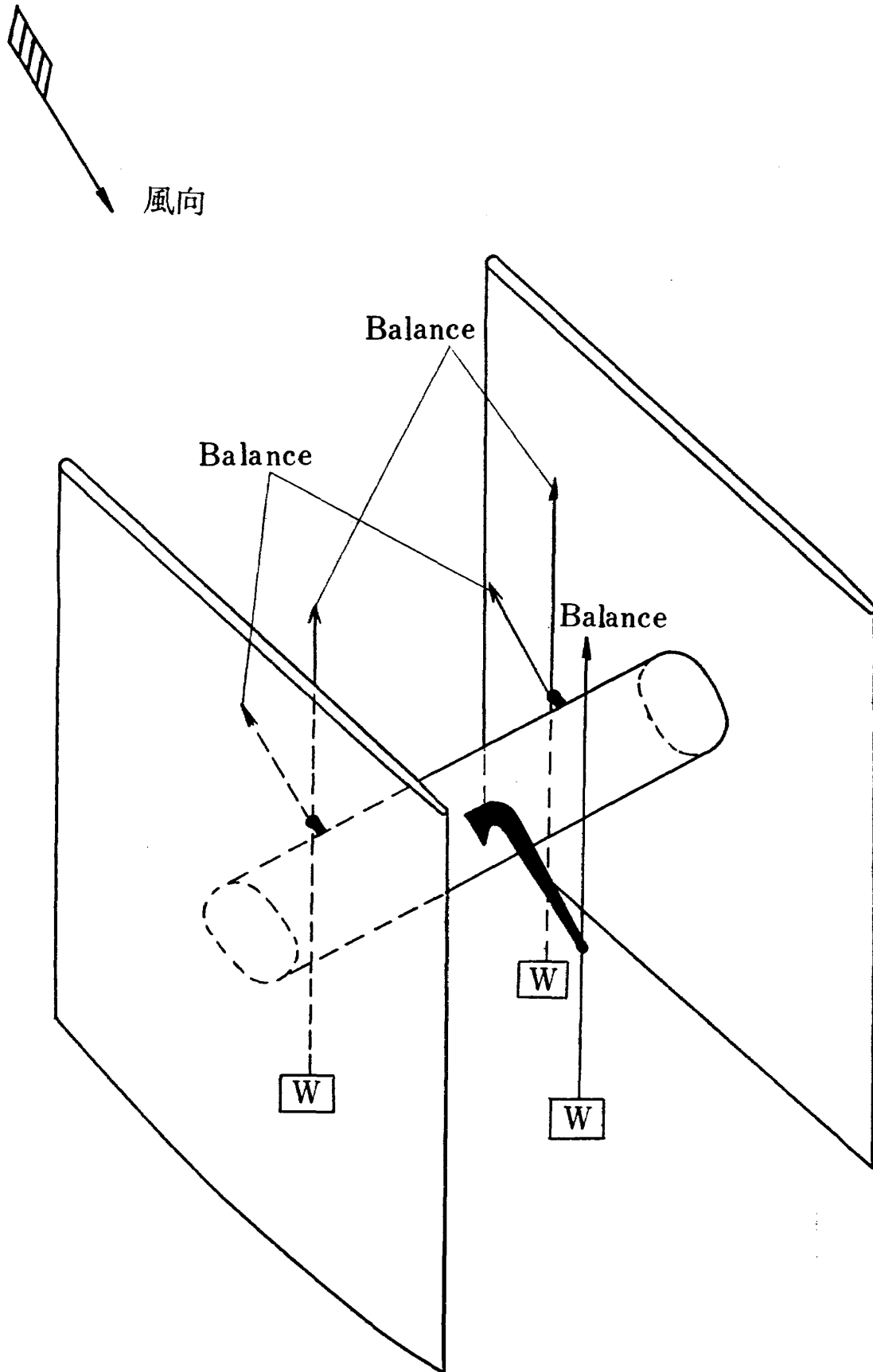


図 4

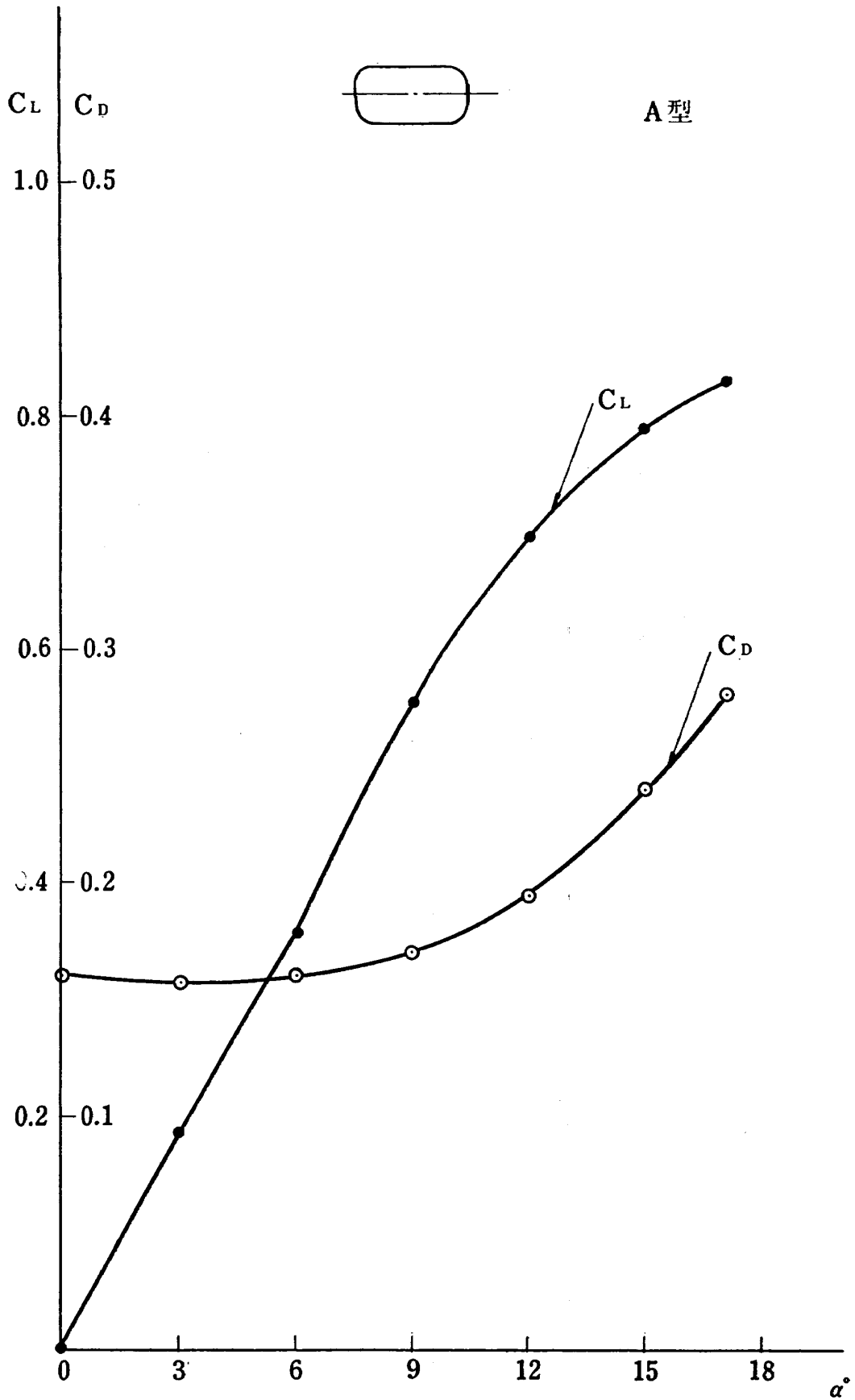


図 5

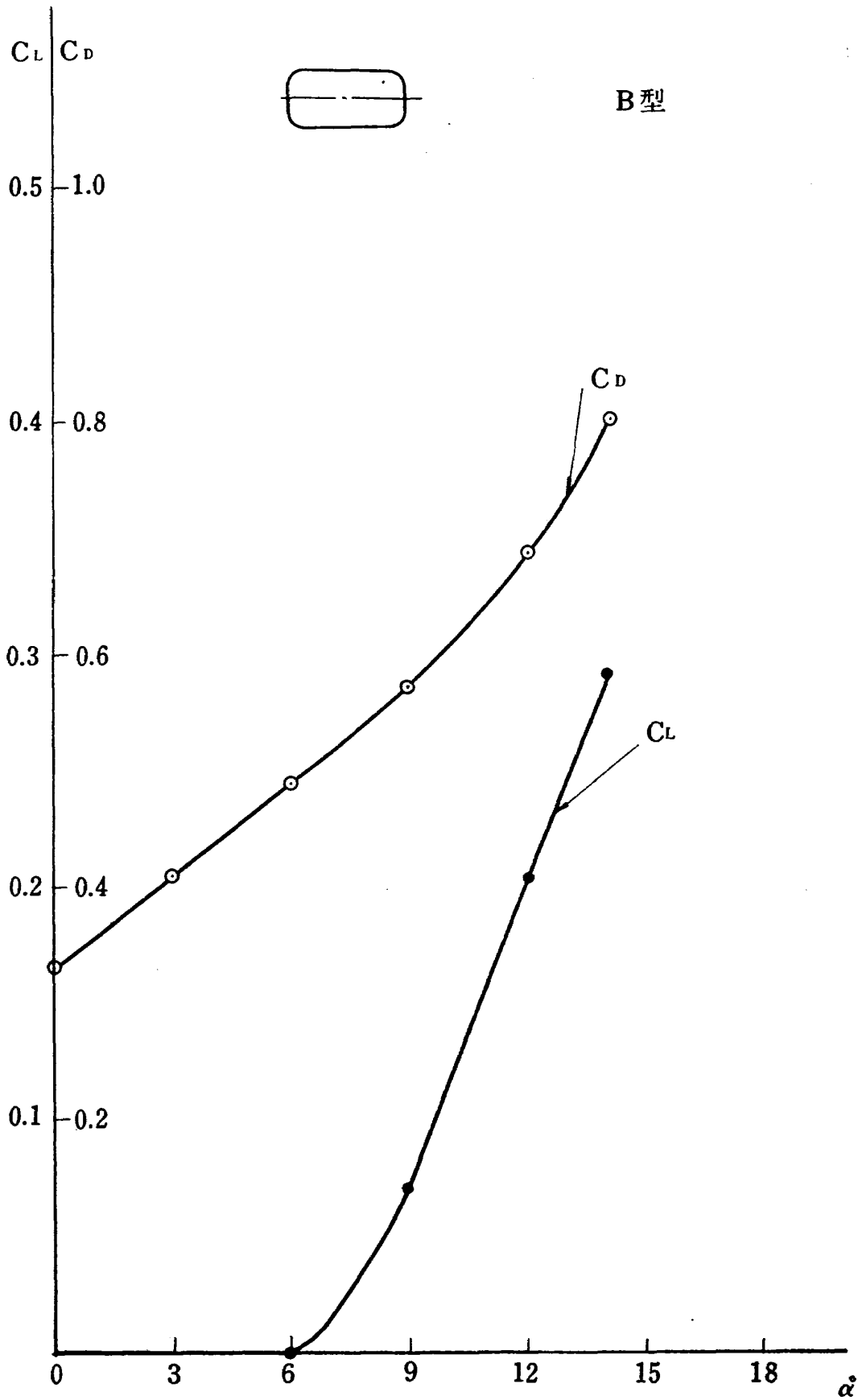


図 6

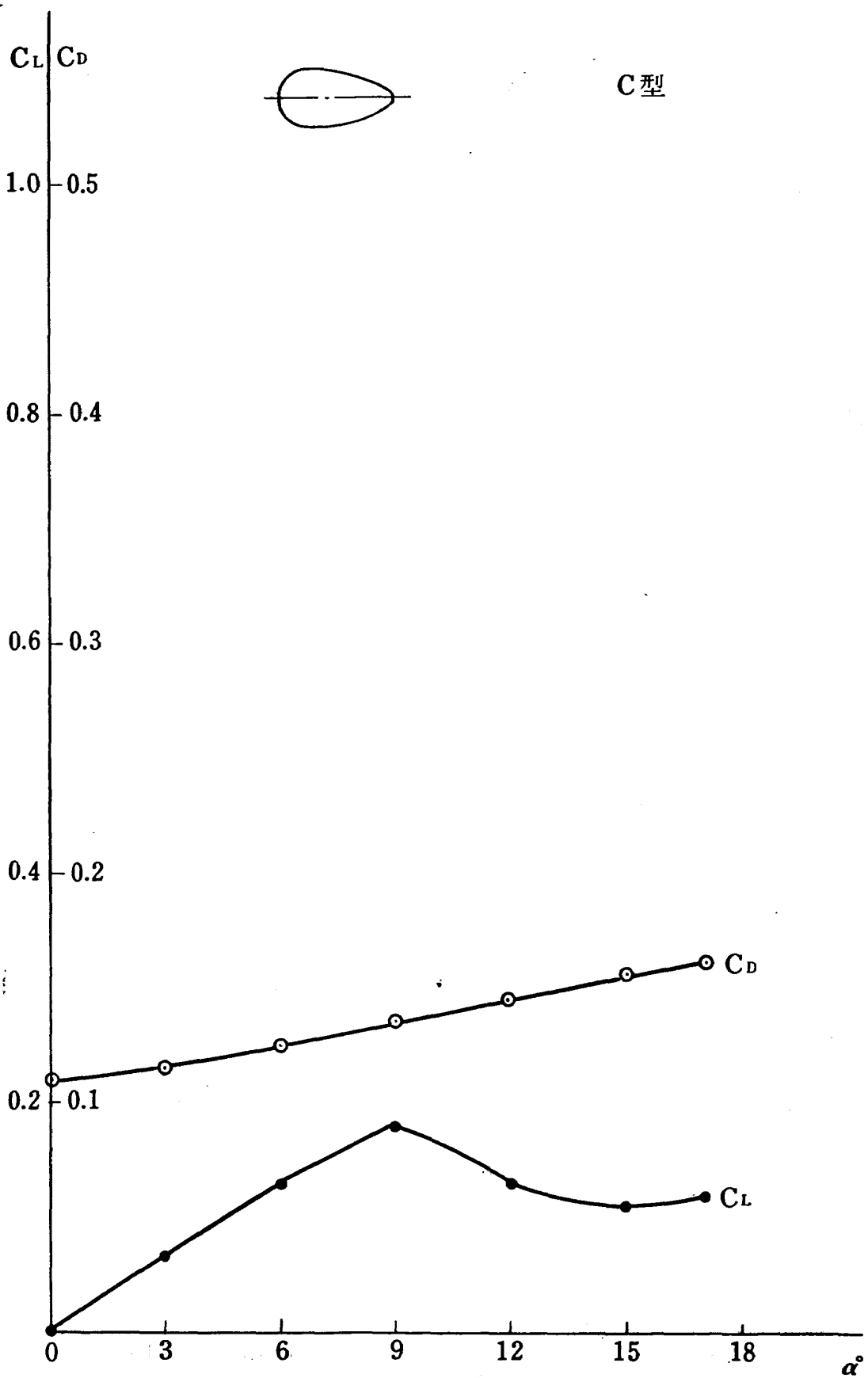


図 7

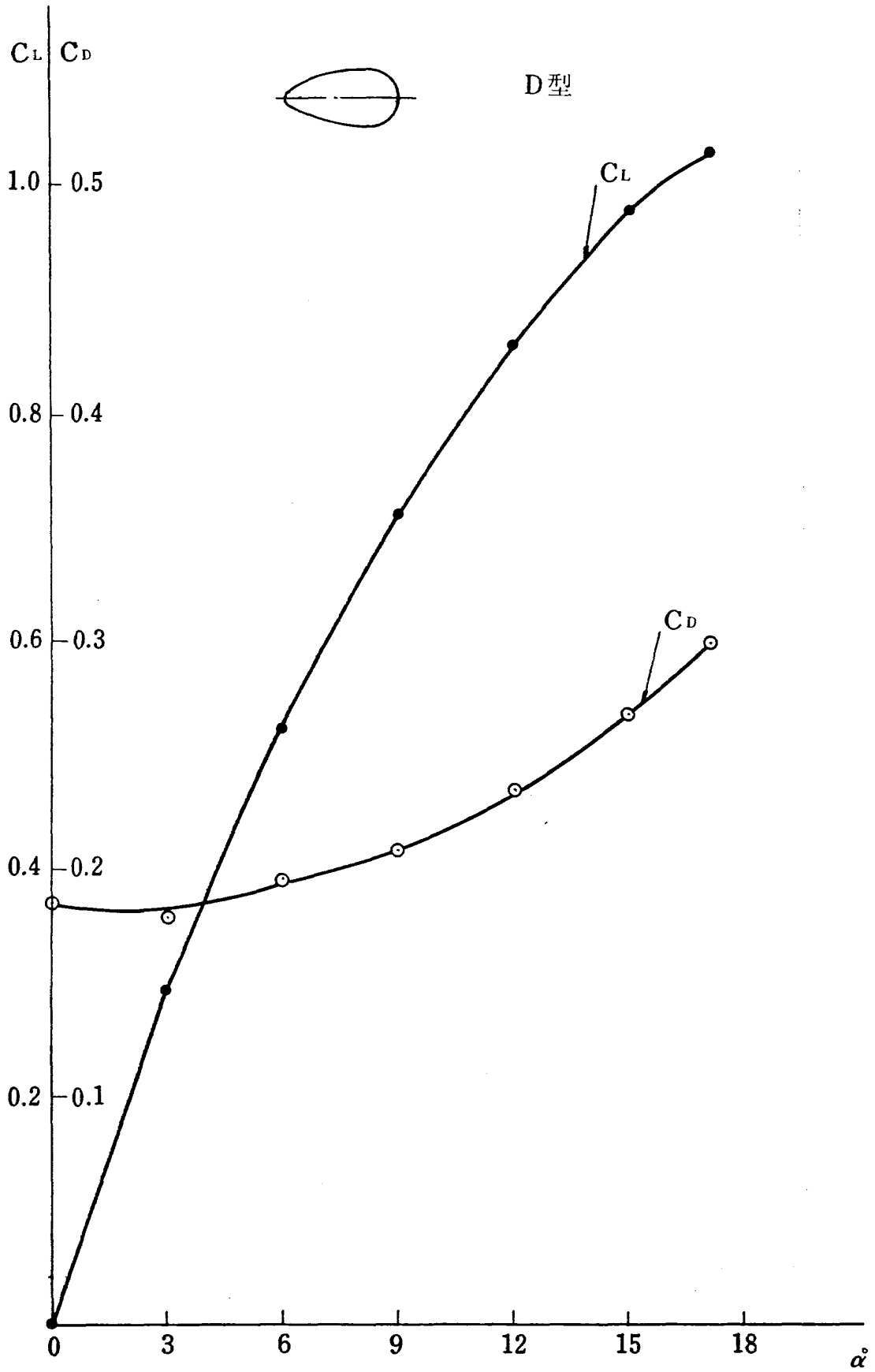


図 8

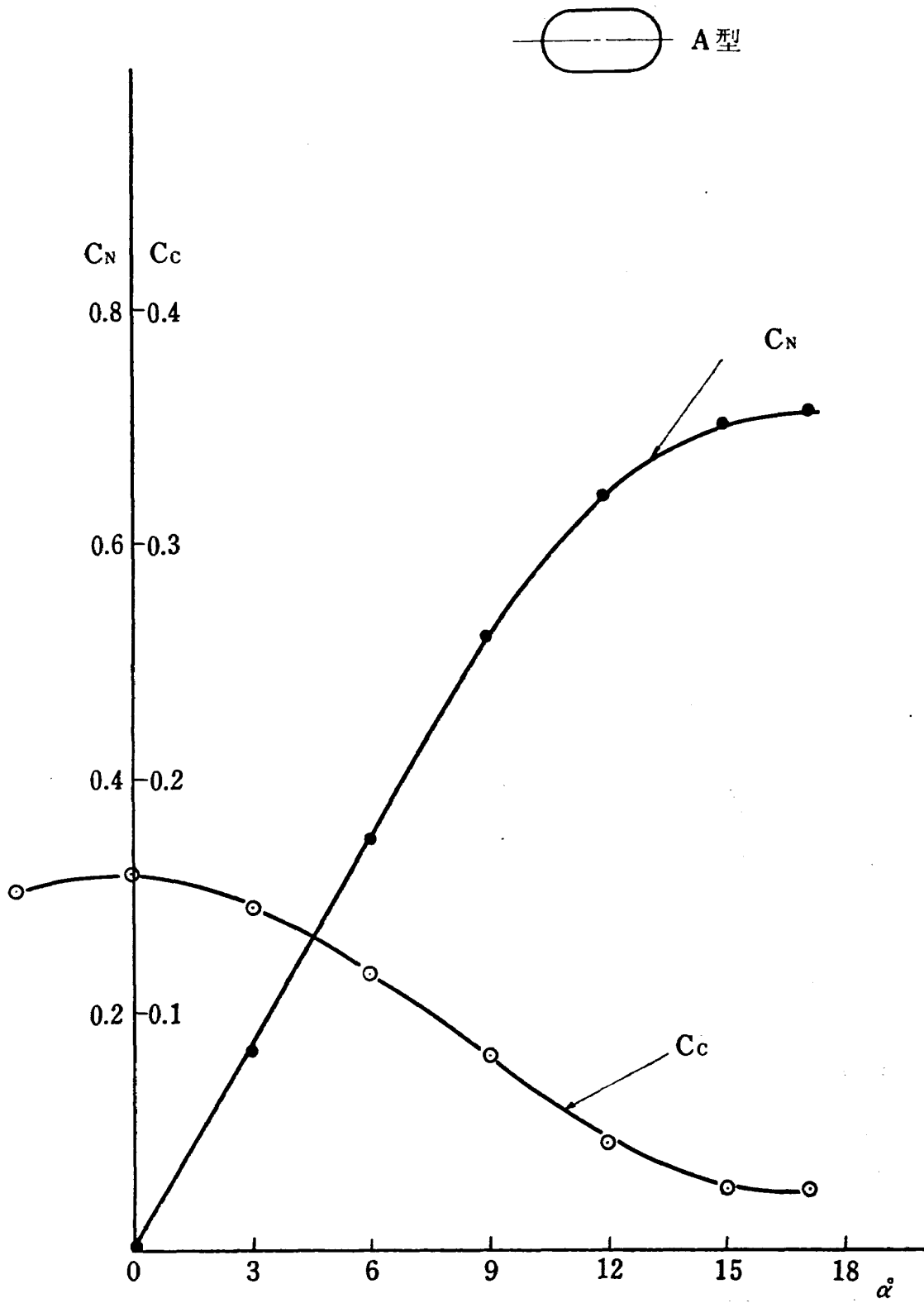


図 9

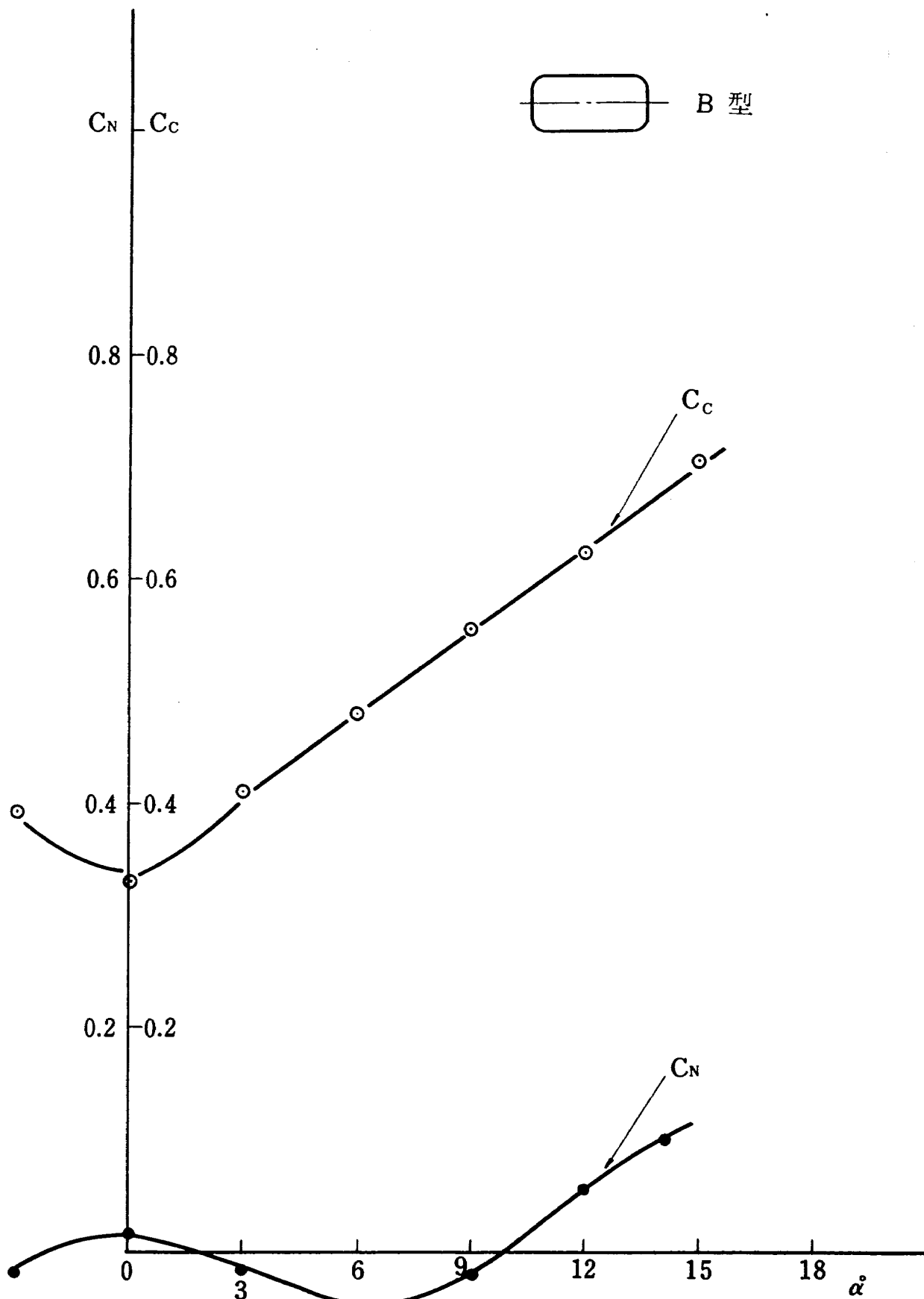


図 10

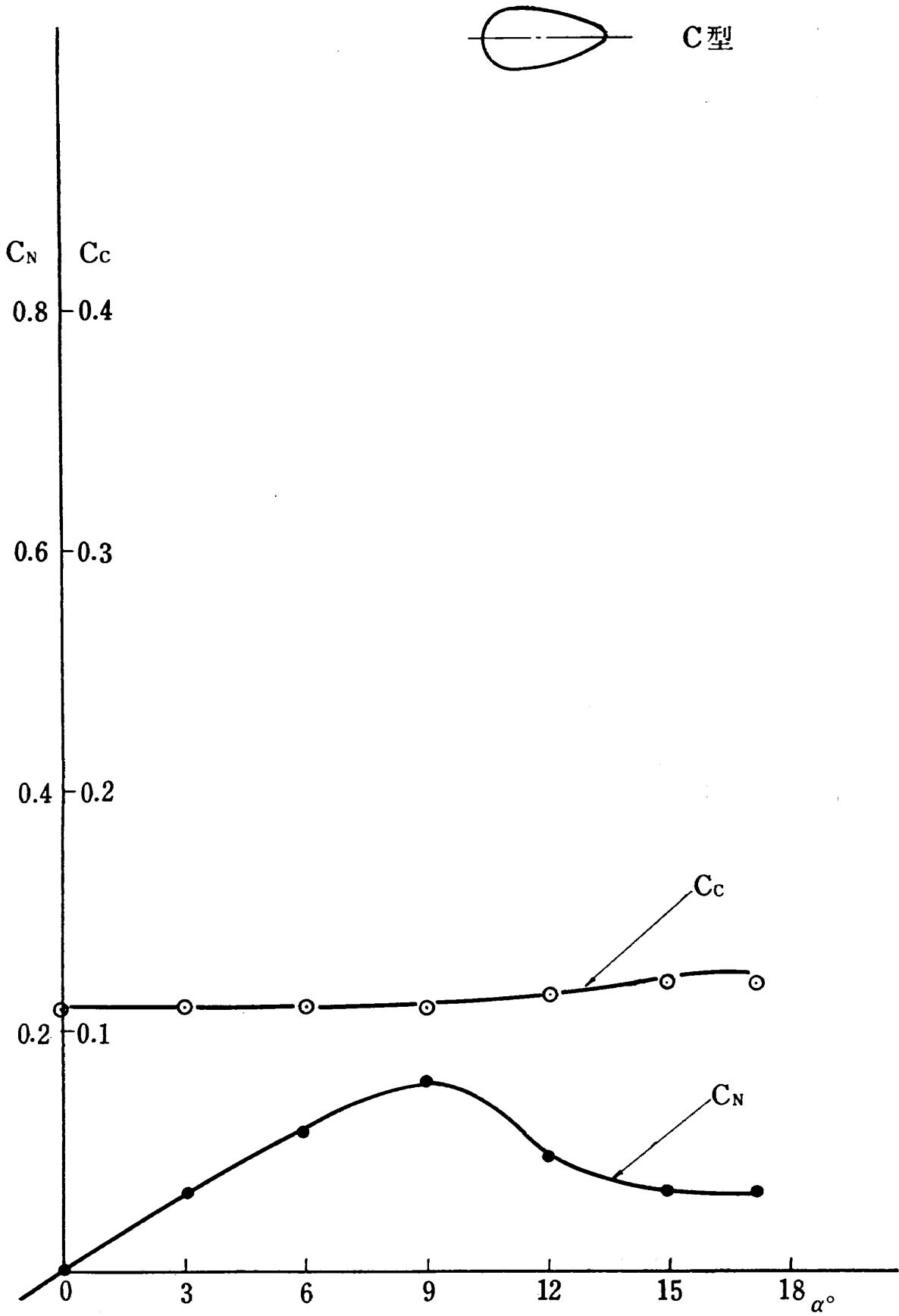


图 11

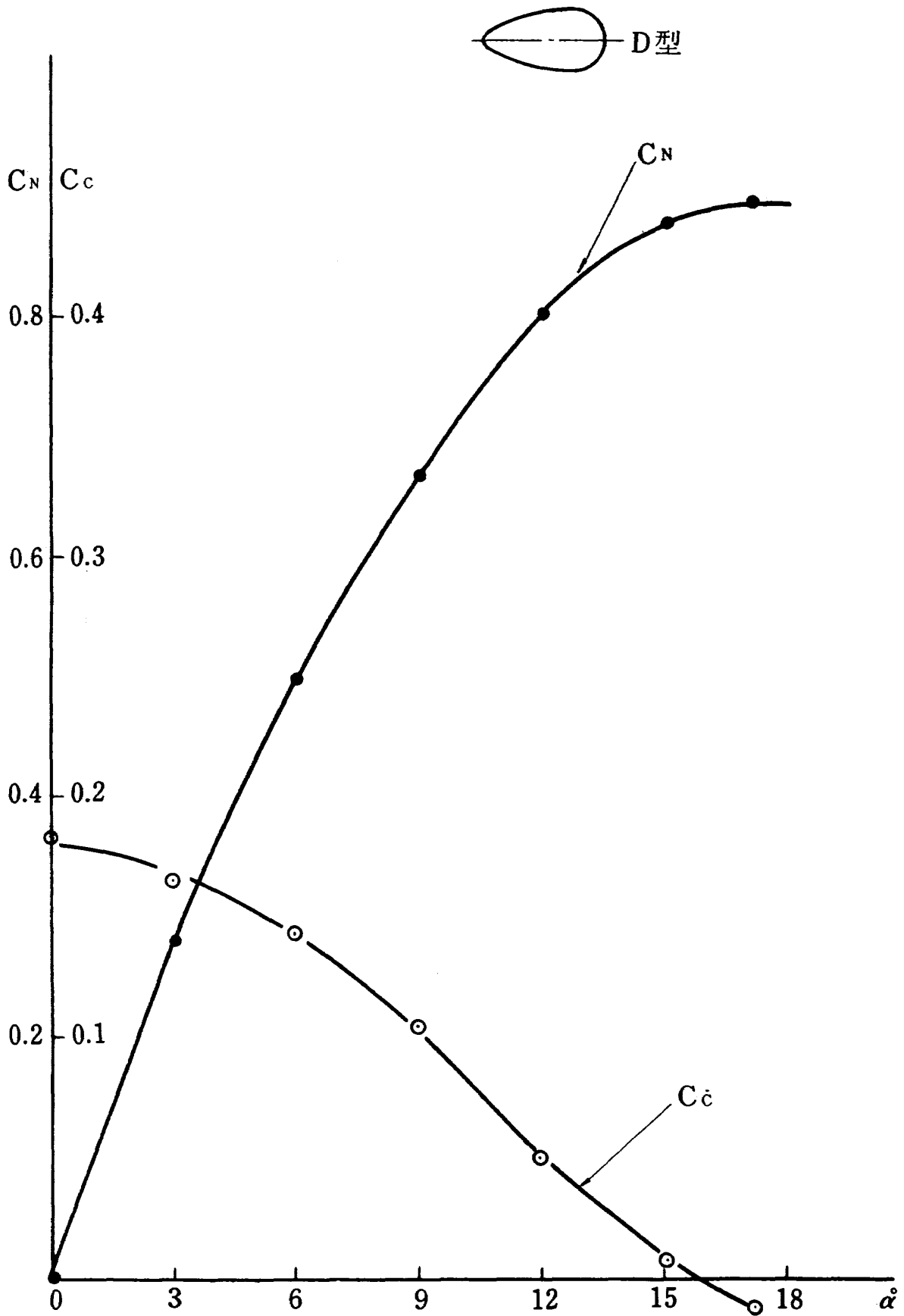
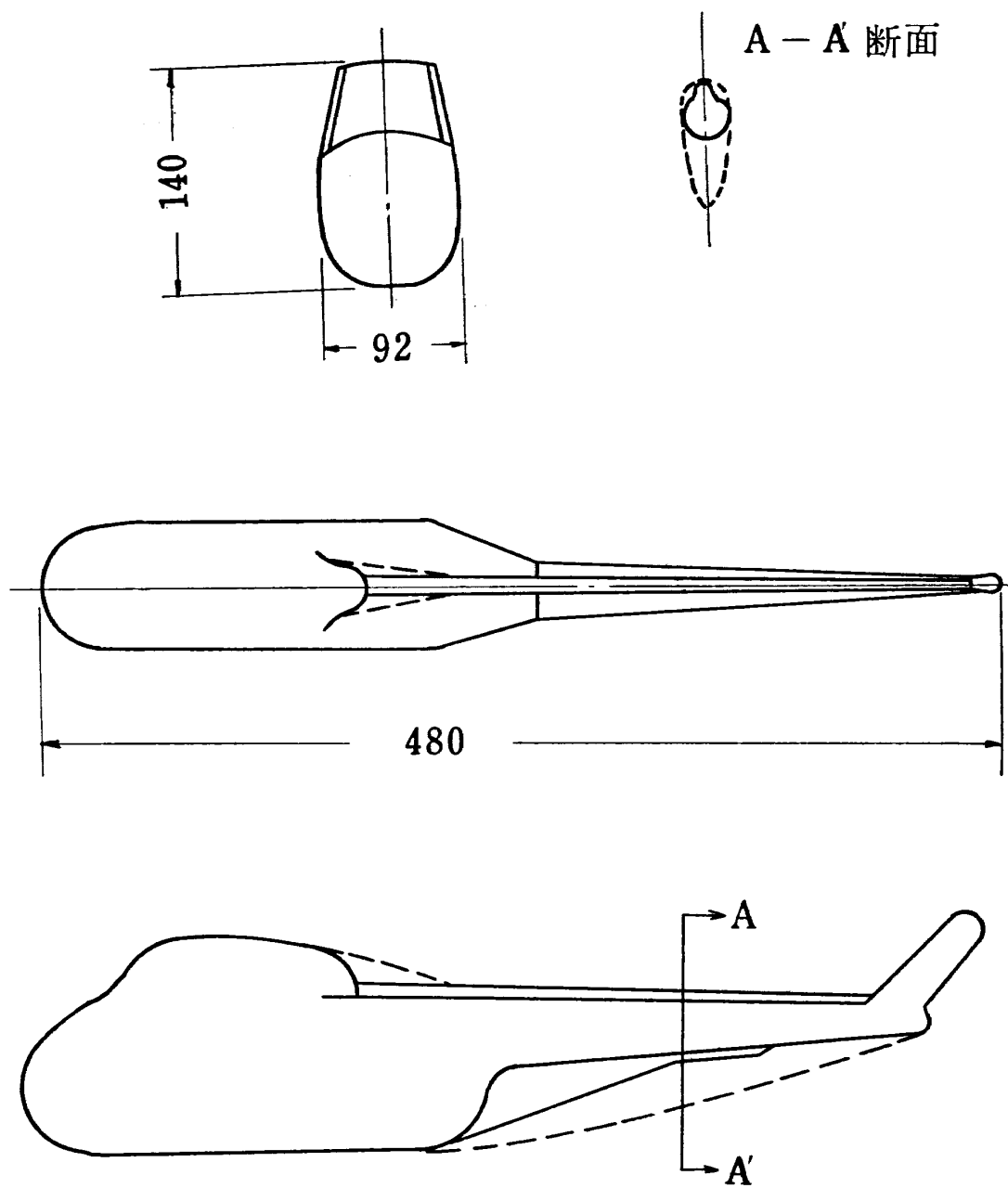


図 12



点線は整形後を示す

図 13

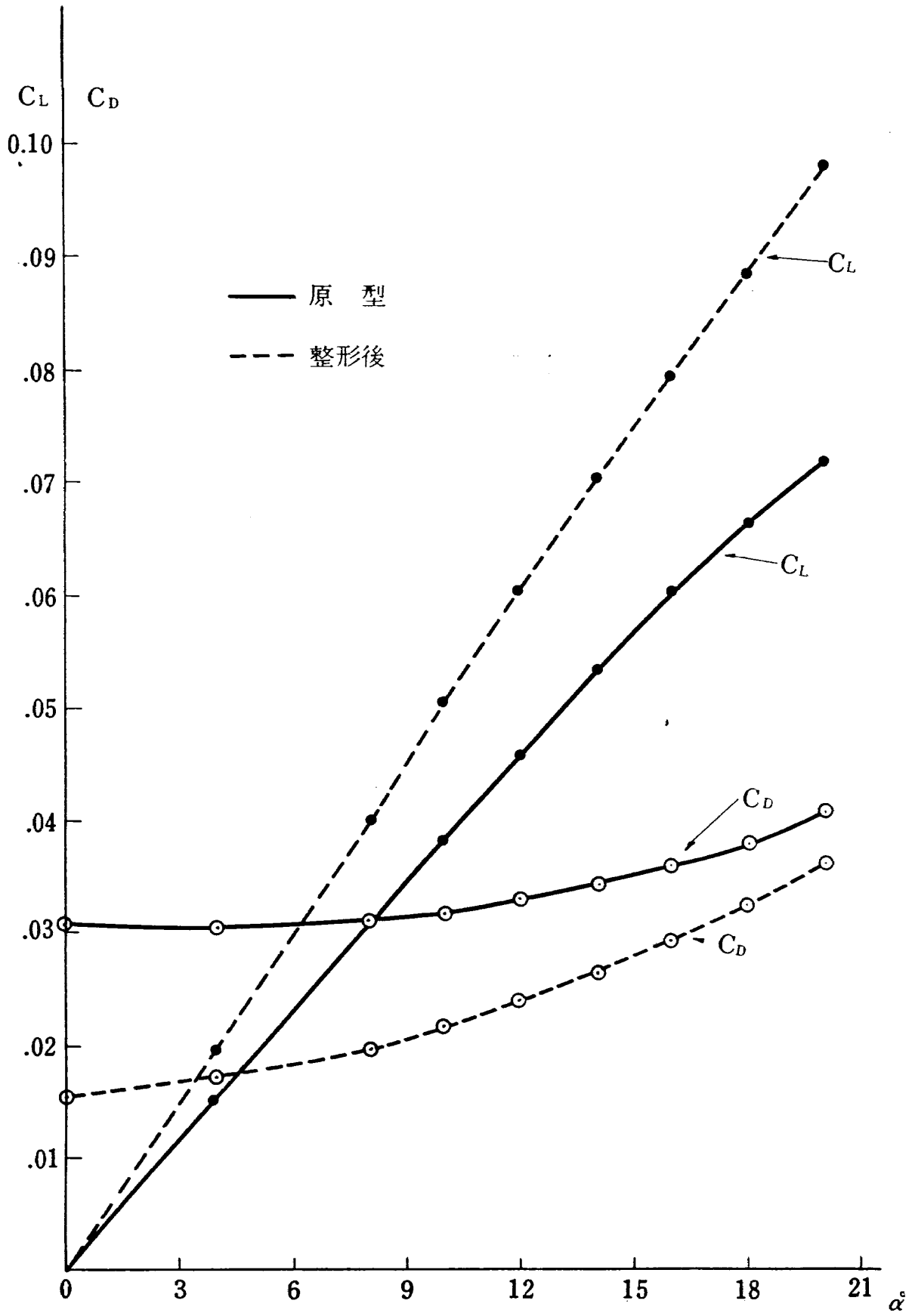


図 14

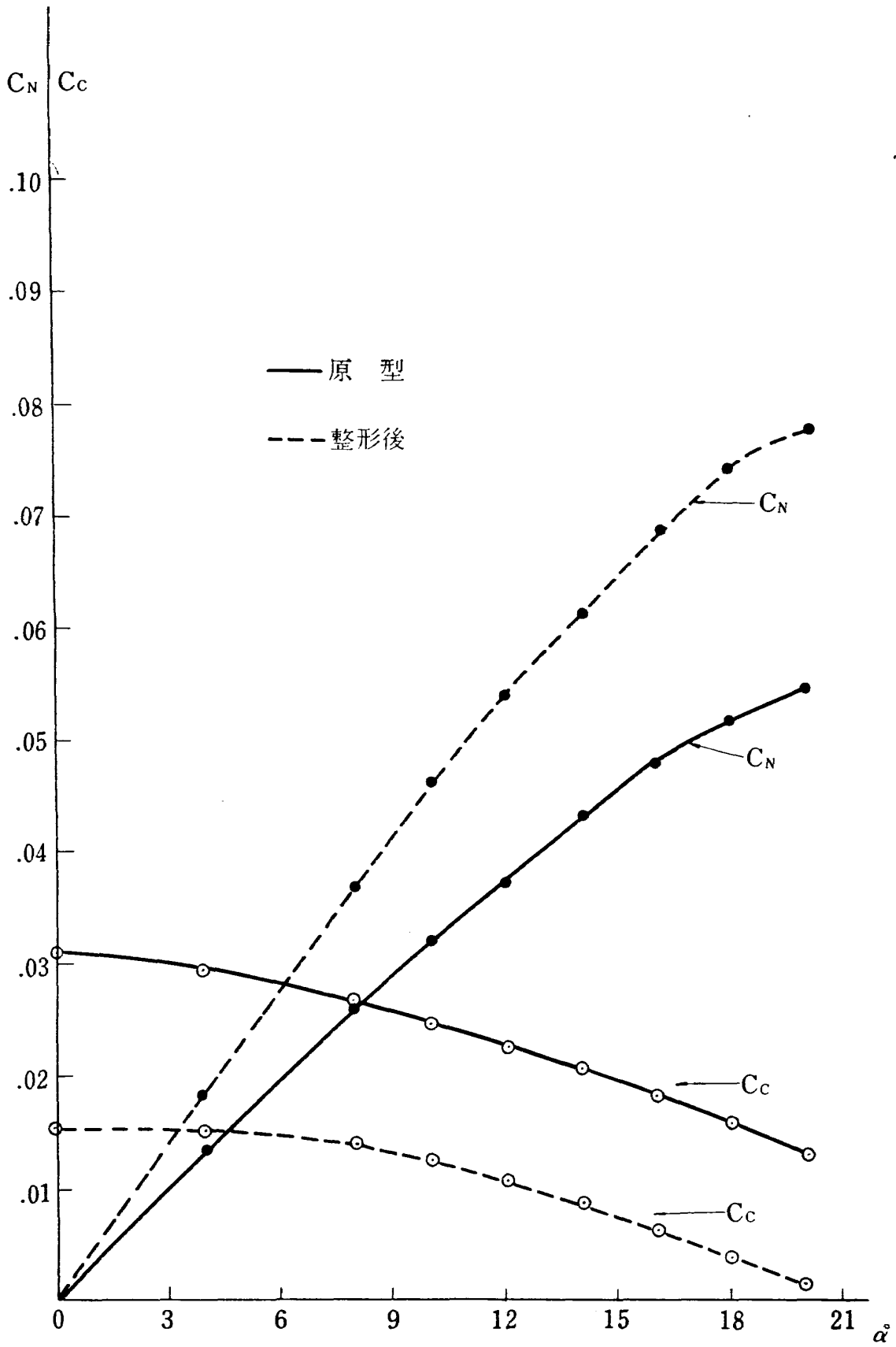


図 15

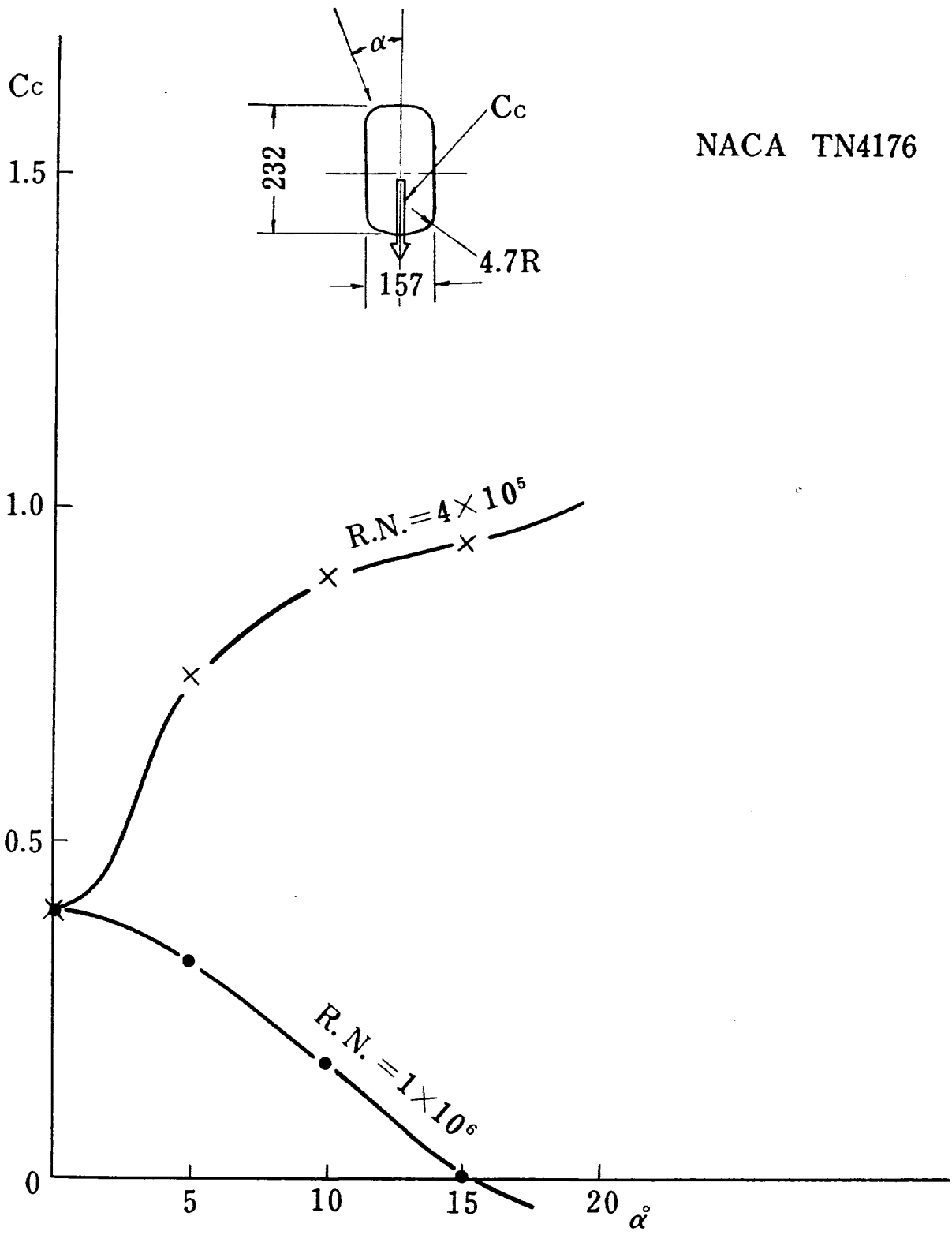


図 16

TILT WING VTOL (6 ENGINES)

NASA TN D-1509

$$Z/D = 1.0$$

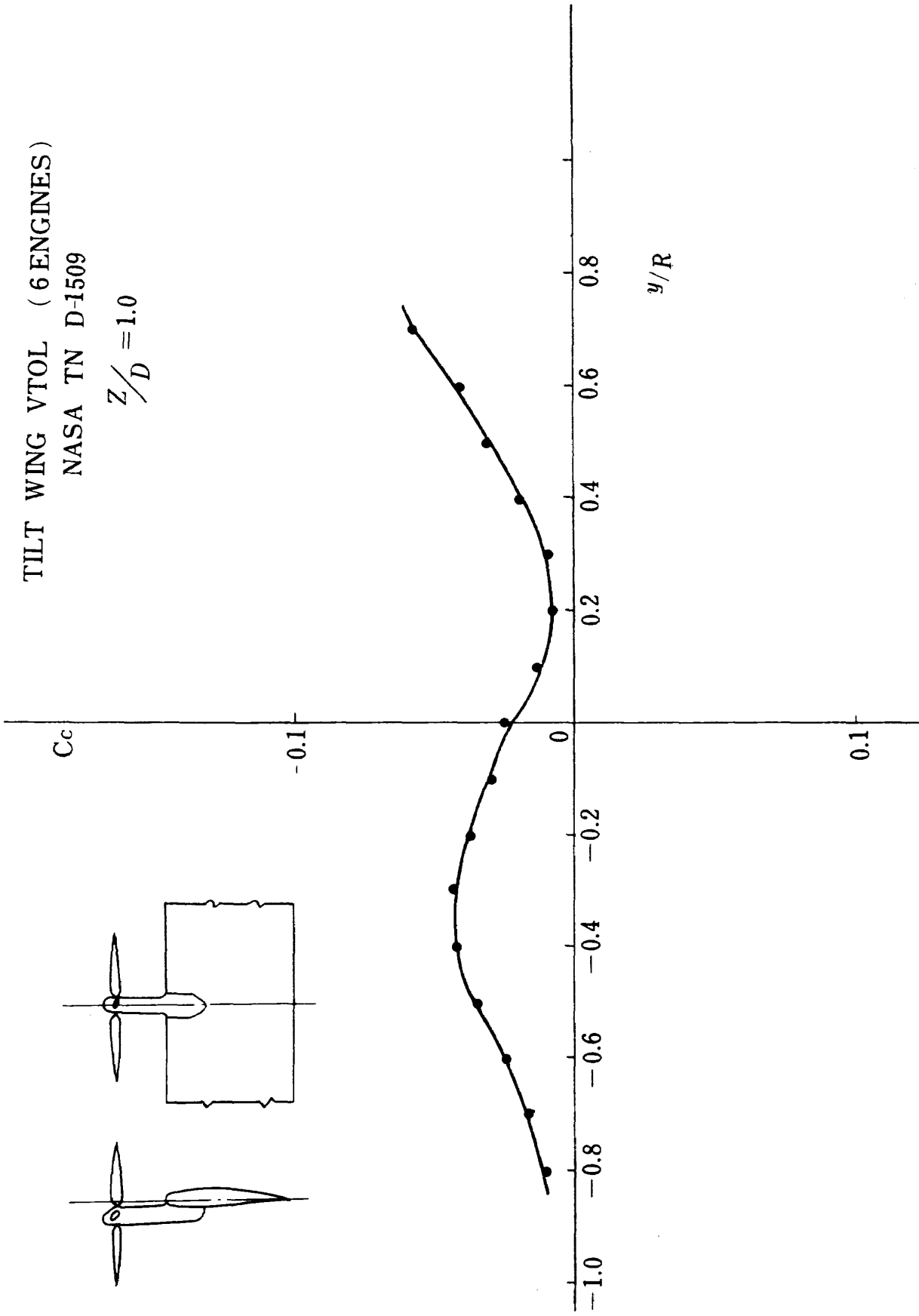


図 17

I. 幸尾 治朗
岡 遠 一
II. NAL TM-47
III. 533.661.015
533.696.011.35

NAL TM-47
航空宇宙技術研究所
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 20ページ

ホバリング時にヘリコプターローターの後流中におかれた胴体の抵抗を減少させるとともに、後流の振れのエネルギーを利用して推力の回復を試みた。考え方の大要および基礎的な実験資料を示す。

NAL TM-47
航空宇宙技術研究所
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 20ページ

ホバリング時にヘリコプターローターの後流中におかれた胴体の抵抗を減少させるとともに、後流の振れのエネルギーを利用して推力の回復を試みた。考え方の大要および基礎的な実験資料を示す。

I. 幸尾 治朗
岡 遠 一
II. NAL TM-47
III. 533.661.015
533.696.011.35

NAL TM-47
航空宇宙技術研究所
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 20ページ

ホバリング時にヘリコプターローターの後流中におかれた胴体の抵抗を減少させるとともに、後流の振れのエネルギーを利用して推力の回復を試みた。考え方の大要および基礎的な実験資料を示す。

NAL TM-47
航空宇宙技術研究所
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 20ページ

ホバリング時にヘリコプターローターの後流中におかれた胴体の抵抗を減少させるとともに、後流の振れのエネルギーを利用して推力の回復を試みた。考え方の大要および基礎的な実験資料を示す。

I. 幸尾 治朗
岡 遠 一
II. NAL TM-47
III. 533.661.015
533.696.011.35

I. 幸尾 治朗
岡 遠 一
II. NAL TM-47
III. 533.661.015
533.696.011.35

航空宇宙技術研究所資料47号

昭和40年1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(0422)(4)9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10
