

ISSN 0389-4010

UDC 531.781

533.6.011.3

533.6.07

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1215

HOPE小型自動着陸実験機8.9%模型の 低速風洞試験

重 見 仁 ・ 岩 崎 昭 人 ・ 藤 田 敏 美
大 貫 武 ・ 李 家 賢 一 ・ 中 安 英 彦
加 納 康 臣

1993年11月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

HOPE小型自動着陸実験機8.9%模型の 低速風洞試験*

重 見 仁^{*1} 岩 崎 昭 人^{*1} 藤 田 敏 美^{*1}
大 貫 武^{*1} 李 家 賢 一^{*2} 中 安 英 彦^{*3}
加 納 康 臣^{*3}

Low Speed Wind Tunnel Test for 8.9% Model of HOPE ALFLEX Vehicle

Masashi SHIGEMI, Akihito IWASAKI,
Toshimi FUJITA, Takeshi OHNUKI,
Kenichi RINOIE, Hidehiko NAKAYASU
and
Yasuomi KANO

ABSTRACT

A low speed wind tunnel test was conducted for the 8.9% model of the ALFLEX (Automatic Landing Flight Experiment) vehicle. The objectives of the experiment were

- (1)To clarify the effect of the makeshift sting support on the main flow;
- (2)to measure the forces and moments acting on the model;
- (3)to measure the hinge moments acting around the axes of control surfaces;
- (4)to measure the distribution of the static pressure on both sides of the wings;
- and;
- (5)to observe the situation of the flow passing by the model.

The data obtained in this wind tunnel test are utilized in the design of the ALFLEX vehicle. They are essential for designing the aerodynamic model of the vehicle, for determination of the necessary ability of the actuators which operate the control surfaces, for confirmation of the size and configuration of the speed brakes, and so on. The visualization of the separated flow at the rear part of the model was, along with the surveillance of the boundary layer transition by the hot films, helpful to understand the actual flow behavior of the model.

Key words: subsonic flow, wind tunnel test, forces and moments, hinge moment, flow visualization

概 要

HOPE小型自動着陸(ALFLEX)実験機設計のために必要となる空力データの取得を目的として、実験機の8.9%模型を用いた低速風洞試験を実施した。この実験の目的は次の5つである。

- (1)使用している簡易スティング支持方式が、一様流に及ぼす影響の解明。

* 平成5年9月17日受付け(Received 17 September 1993)

^{*1} 新型航空機研究グループ(Advanced Aircraft Research Group)

^{*2} 新型航空機研究グループ、現所属：東京大学航空宇宙

工学科(Advanced Aircraft Research Group, Present Address: Department of Aeronautics and Astronautics, The University of Tokyo)

^{*3} 宇宙開発事業団(National Space Development Agency of Japan)

(2)機体に作用する六分力の測定。

(3)舵面ヒンジモーメント測定。

(4)機体周りの圧力分布測定。

(5)機体周りの流れの状態の観測。

得られたデータはALFLEX実験機基本設計を行なう上で、機体空力モデル作成と制御則の構築、舵面作動用アクチュエータの仕様決定、スピードブレーキの大きさ、形状の確認等を行なう際に用いられる。また、機体後部の剥離の様子を可視化すると同時に、境界層の遷移をモニタして、変化する流れの定性的なデータを取得した。

1. 導入

HOPE小型自動着陸実験(ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment)は、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で進めるHOPE開発の一環として、1995年度に行なわれる予定である。ALFLEX実験機設計において必要となる空力データの取得を目的とした低速風洞試験が、ALFLEX実験機の8.9%模型を用いて、航空宇宙技術研究所調布分室の突風風洞にて行なわれた。この実験の目的は5つある。

(1)簡易スティング支持方式が、一様流に及ぼす影響の解明。

突風風洞でALFLEX関連の試験を行なうのは、HOPE HO1B模型を用いて1992年に行った予備試験に続いて、今回が2回目である。元来突風風洞の模型支持方式はストラット方式であり、六分力は風洞床の下に据えられたピラミッド天秤で計測するのが従来のやりかたであった。しかし、この予備試験において初めてストラット(支柱)から簡易スティングを突出し、内挿天秤を用いて六分力を計測する試みが行われた。その結果を、以前に富士重工業の宇都宮製作所において同一の模型を用いて行われた風洞試験の結果と比較したところ、同じ揚力係数を与える迎角の値がほぼ1度シフトしていることが判明した。宇都宮と三鷹で行われた両実験のセットアップの目立った違いは、前者は通常用いられるスティング支持であるのに、後者は簡易スティング方式であることから、ストラットの上にスティングを載せるという簡易スティング方式が一様流を偏向させているのではないかと、との疑いが持たれた。そこで今回の風洞試験において、迎角が約1度異なる原因を解明して疑問を解くこととした。

(2)六分力測定

無人機であるALFLEX実験機を目的の滑走路に着陸させる制御則の設計には、信頼できる空力データが必要である。本風洞試験では、基本形態での六分力の外に、エレボン、ラダー、ボディフラップ、スピードブレーキの舵面を曲げた時の六分力を測定して、必要な空力データを得ることとした。

(3)ヒンジモーメント測定

舵面駆動用アクチュエータを設計するためのデータを得るため、舵面の回転軸回りに働くモーメントを測定した。

(4)圧力分布測定

構造設計に反映させる局部荷重情報を得ると同時に、模型周りの流れの特性を知り、更に今後行なわれる可能性のある数値計算結果との比較を通じて計算コードの検証が行えるように、模型表面に静圧孔を分布させて圧力の測定を行った。

(5)機体周りの流れの状態の観測

境界層センサーを翼表面に貼り付け、その出力をオシロスコープでモニタすることにより、境界層が層流状態にあるか乱流状態にあるかを調べた。また機体の上面後部に絹糸で作ったタフトを貼り付け、流れの剥離状況をチェックした。

以上の5項目の試験を行うにあたり、主流風速は40m/sを基本とした。これは平均空力翼弦(m. a. c)の長さに基づくレイノルズ数に換算するとおよそ 7.8×10^5 になる。また着陸形態での機体の空力特性を調べるという趣旨から、脚を下ろした形態を基本とした。従って、以下では特に断らない限り、主流の速度は40m/sであり、脚のついた形態について述べられている。

2. 使用した設備、装置と模型

(1)風洞

用いた風洞は航空宇宙技術研究所調布分室に設備されている突風風洞である。測定部断面2m×2mをもつこの風洞は、測定部のカートを取り替えて突風発生装置のついた突風カートを装着することにより、突風を模擬した流れを作り出せることからこの名称がついている。しかし、今回の実験では固定壁カートを用いて、通常の低速風洞として機能させた。突風風洞の諸元等は文献1に報告されている。

(2)模型

HO4Cと名付けられている形状の模型を用いた。ALFLEX実験機も現在のところ、基本的に同じ形状とする方

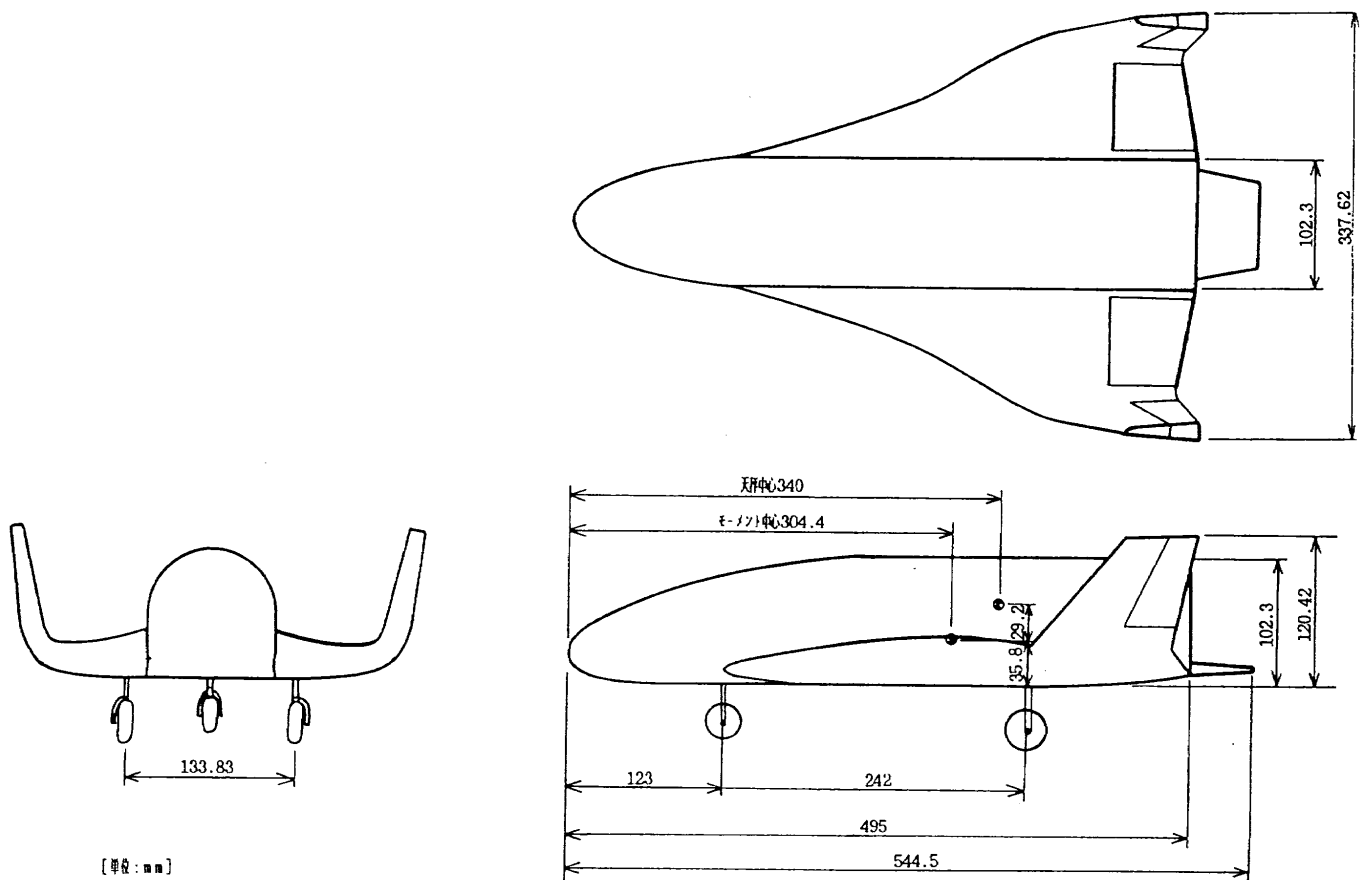


図1 HO4C模型三面図

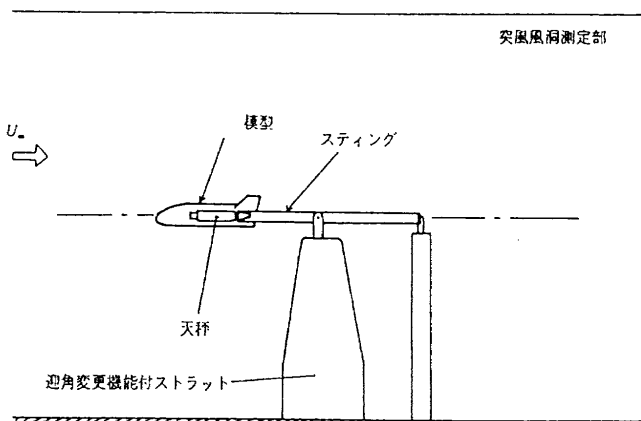


図2 簡易スティング支持方式

針である。模型のサイズはALFLEX実験機の8.9%である。模型はアルミニウムをベースとした、光硬化樹脂で作られている。模型の三面図を図1に示す。

(3)模型支持装置、天秤

模型支持にはスティング方式を用いた。従来、突風風洞に敷設されている天秤はピラミッド型の六分力天秤であり、模型支持方式もこの天秤の使用を前提としたストラット方式である。今回の試験ではストラット上にスティングを固

定した簡易スティング方式を用いた(図2)。スティングはその先端に装着された六分力天秤を介して、模型を支持する。

3. 実験方法及び結果

スティング支持方式を採用すると、胴体後面の一部分はスティングに直結するため流れに接しないことになる。従って、天秤にかかる力は模型に作用する空気力を正しく表すことができない。この誤差は特に抗力に顕著に現れる。本試験では、ベース圧力を後面内4点で測定して、誤差修正のためのデータとして用意した。しかし、模型の大きさの割に太いスティングを用いているため、後面付近の流れはスティングの存在しない場合と比べてかなり異なっていることが予想される。この様な状況を考慮して、以下で言及される抗力はすべて測定されたデータをそのまま用いている。

本報告で述べるモーメントはすべて、ALFLEX実験機のノミナルな重心位置(図1にその位置を示す)回りの値である。また、ヨーイング及びローリングモーメントを無次元化して係数 C_n 、 C_l を求める際に必要となる基準長さとしては、機体幅(337.62mm, 図1参照)を用いた。

(1)簡易スティング方式が一様流に及ぼす影響の解明

1章でも述べたように、前回航技研突風風洞で行った風洞試験と富士重工での風洞試験の結果を比較すると、同一の模型(HO1B模型)を用いているにもかかわらず、同じ揚力係数を与える迎角に1度程の相違が見られた。そのため、この不一致の原因を解明することが今回の試験の第一の目的となった。原因が解明されて、必要であればその補正法を見つけださなければ、前回の試験結果のみならず今回行おうとしている試験の結果も、正しいものとして受入れることができないからである。

富士重工の模型支持法はスティング方式であるのに、航技研のは簡易スティング支持方式であるため、後者の場合風洞測定部中央に存在するストラットが主流を偏向させて、迎角を誘起するのではないかと考えられた(図3(a))。この仮説の正しさを証明するため、脚の付いていない模型に対して、次の形態で六分力を測定してデータの比較を行った。

①模型の天地を逆にして天秤に取り付ける(図3(b))。

②更に、ダミーのストラットを流れ場が対称になるように取付ける(図3(c))。

結果は図4の通りである。模型を図3に示す3形態で取付けて得られる揚力~迎角曲線は互いにほぼ平行であり、正位と反転位取付けの場合の曲線の中間にダミーストラットを用いた場合の曲線が位置している。ダミーストラットを使用したケースの一様流は正しく風洞中心線に平行に流れていると考えられるから、この場合と正位支持の場合の揚力~迎角曲線の位置関係を図4から測り、図2の模型支持方法の場合、0.8度の主流偏向が模型位置で発生しているとの結論を得た。以後本報告で言及するデータは迎角に関して0.8度だけシフトさせる修正が施されている。

突風風洞では過去幾つかの供試模型に対して、ストラットの存在が流れ場に及ぼす影響を調べるために、今回と同

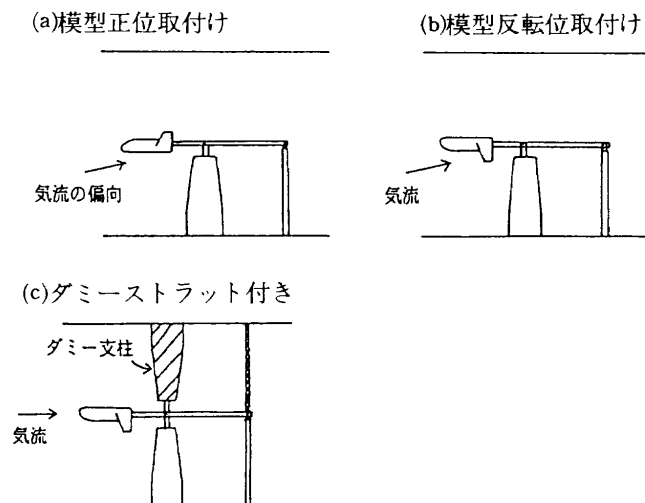


図3 模型取付け法

様に①模型反転させる、②更にダミーのストラットをつける、ことによって六分力がどの様に変化するか、を調べる試験を実施している(その一例が文献2に報告されている。)。それらの結果を調べると、図4の様に揚力が模型取付け法によって大きな変化を見せている例はない。この原因は模型の取り付け位置にあると思われる。HOPE模型は簡易ストラット方式を用いた結果、その位置が測定部中央よりかなり前に突き出ることになった。一方、今までの突風風洞での供試模型は、いずれもストラット支持であったため、ストラットの上部すなわち測定部の中央位置に据えられている。両者に対する風洞試験結果から、ストラットの存在によって測定部の上流側では吹き上がりがあり、誘導迎角の補正が必要になるが、測定部中央では主流の方向はほぼ風洞軸に平行で迎角補正の必要は生じてないと考えられる。しかし、ストラット存在下での突風風洞の流れの様子を正しく把握するためには、風洞内各点での気流方向の検定試験、流れの数値解析等によってなお詳細に調べる必要がある。

(2)基本特性試験

各舵面の偏角をすべて0にした基本形態での六分力測定の結果から以下のことがわかった。

・レイノルズ数効果

脚の無い形態に対して、主流速度を変化させた時の縦3分力を図5(a)に示す。同様に脚のある場合についての結果

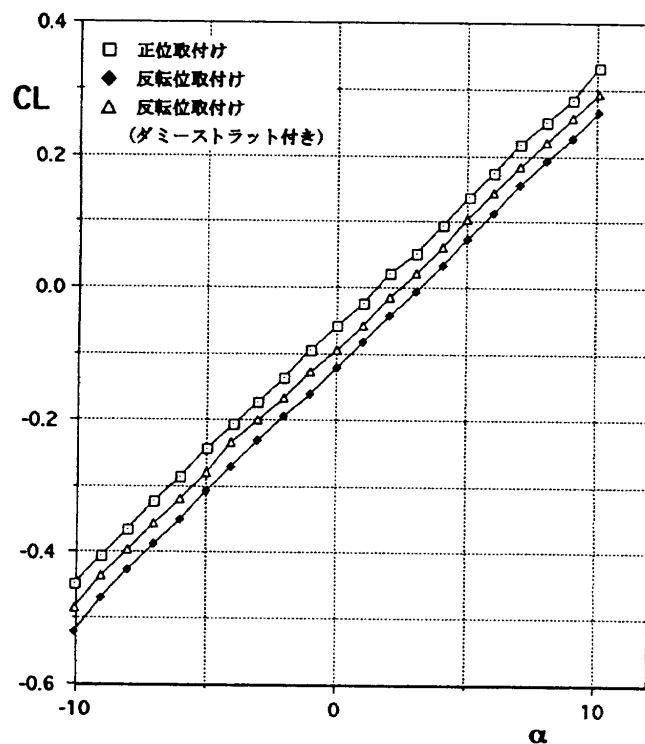
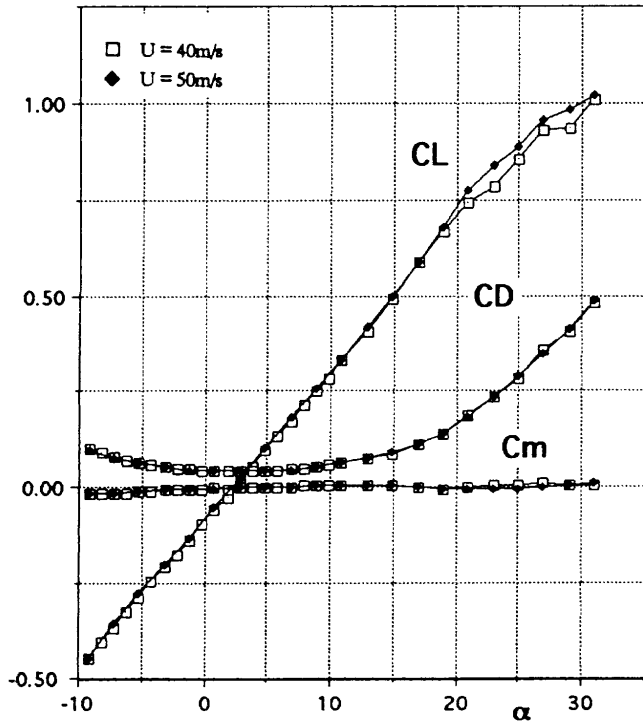
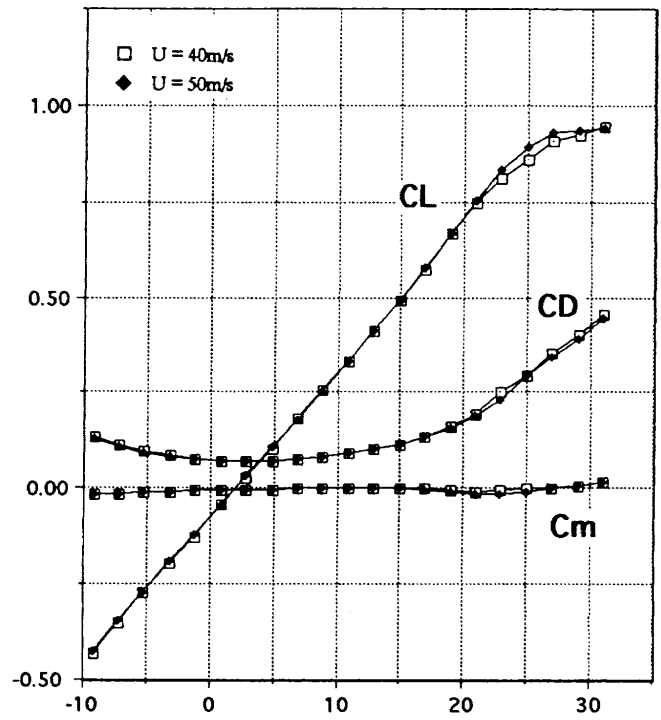


図4 各模型取付け法に対する揚力曲線



(a)脚の無い場合



(b)脚のある場合

図5 レイノルズ数効果

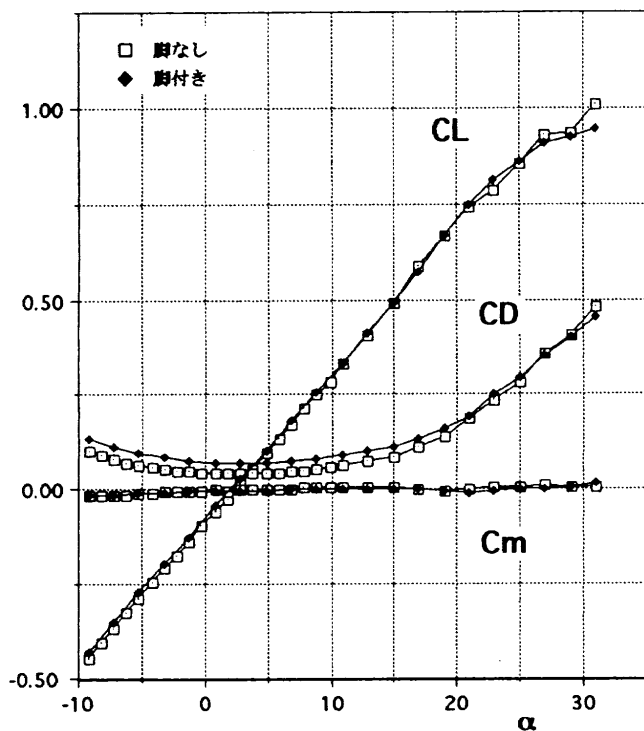


図6 脚の影響

は、図5(b)の通りである。後者について、主流速度40m/sと50m/sの揚力曲線は迎角20.8度以上で分かれる。これはこの迎角において、主流速度40m/sの流れの方が先に剥離を起こすからであることが、タフトによる剥離観測からわ

かる。最初に剥離を起こす位置はチップフィンの内側である(図37参照)。

・脚の影響

脚のある場合と無い場合の縦3分力の比較を図6に示す。

・横滑り角の効果

横滑り角 $\beta = 5^\circ$ の時の縦3分力と横3分力をそれぞれ図7(a)と(b)に示す。また迎角を 10.8° に固定して、 β を -4° から $+20^\circ$ まで変化させた時の縦と横の3分力を図8(a)と(b)に示す。

・その他

図7(b)には横滑り角 $\beta = 0^\circ$ の時の基本形態の横特性が示されている。 $\alpha = 20^\circ$ を越えた点で横力、ローリングモーメント、ヨーイングモーメントが発生しているが、これは、模型の製作誤差、天秤への取付け誤差、主流の微細な偏向等によって生じる、模型の左半分と右半分での流れの違いが、剥離開始以後顕著になったためである。このことはタフトを用いた流れの可視化実験で確認された(後述、図37を参照)。

(3)舵効き特性試験

エレポン、ラダー、ボディフラップ、スピードブレーキの各舵角をそれぞれ δ_e 、 δ_r 、 δ_f 、 δ_b で表すことにする。 δ_e と δ_r は後縁下げを正、 δ_f は後縁左向きを正、と定義する。

・エレポン特性

[左右のエレポン舵角が同じ場合]

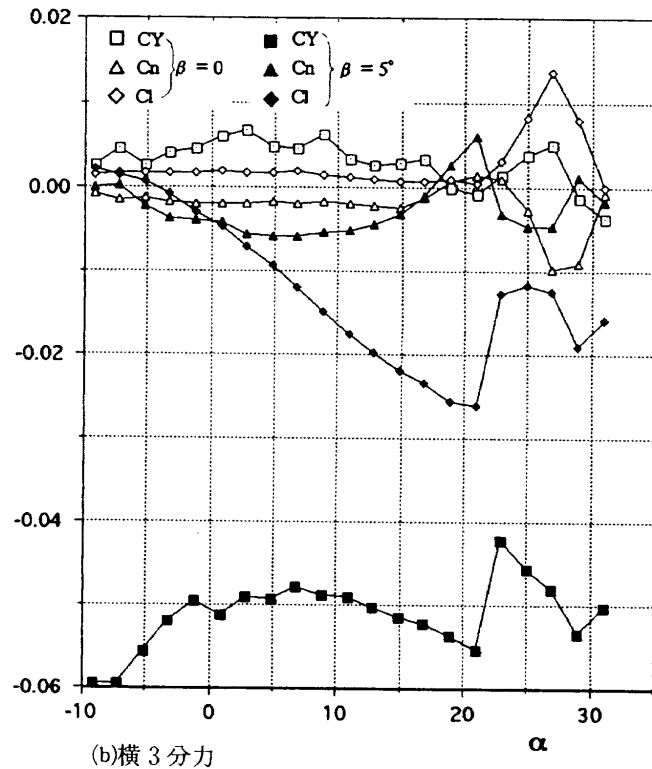
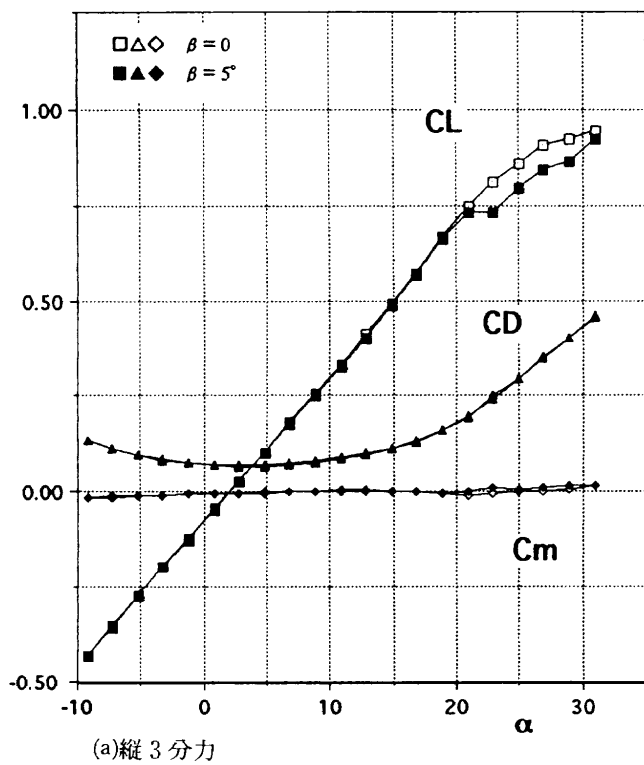


図7 横滑り角の効果(その1)

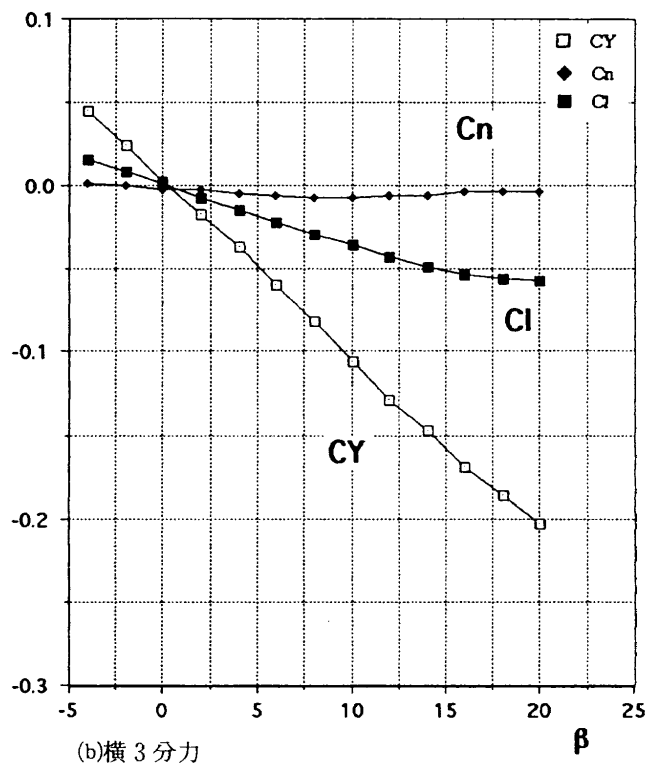
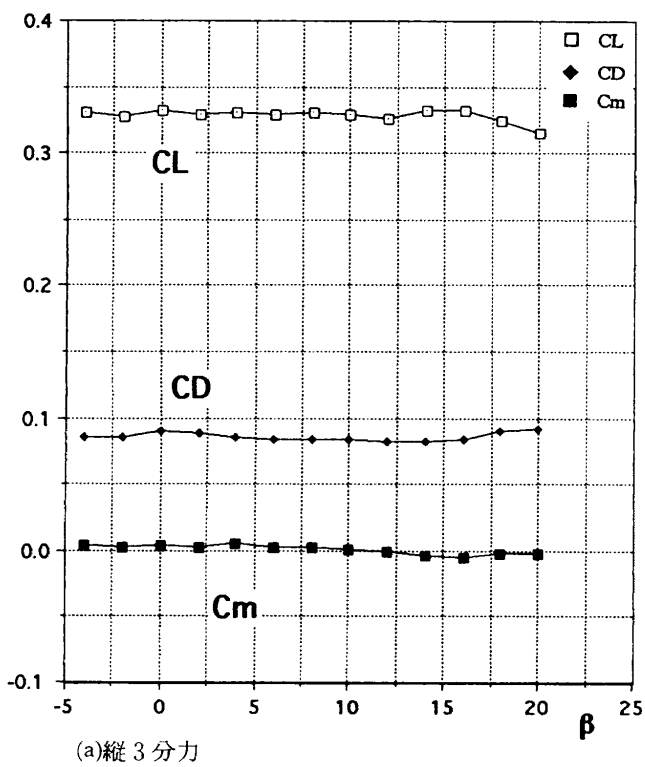


図8 横滑り角の効果(その2)

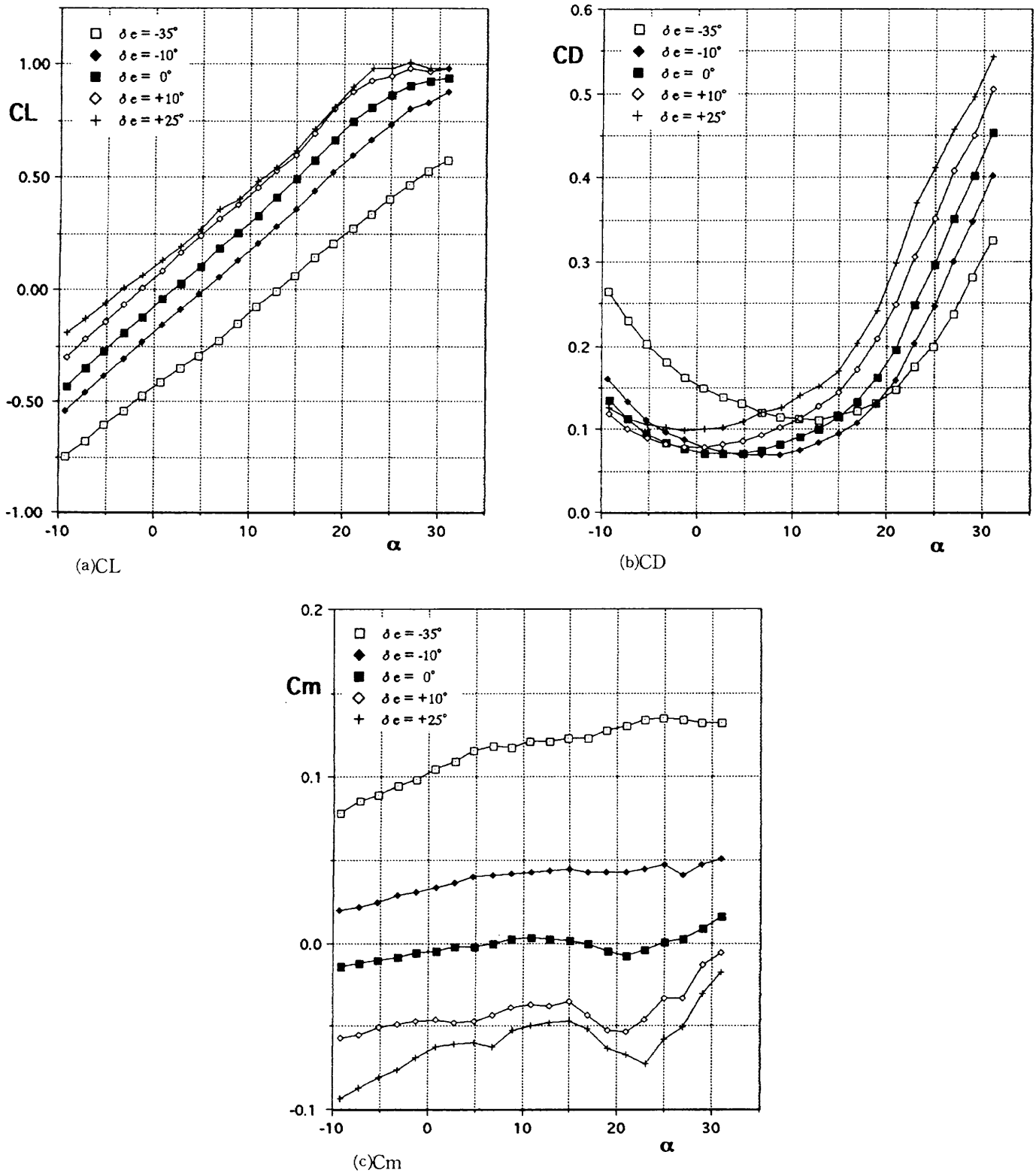


図9 エレボン特性(その1:左右の舵角が同じ場合)

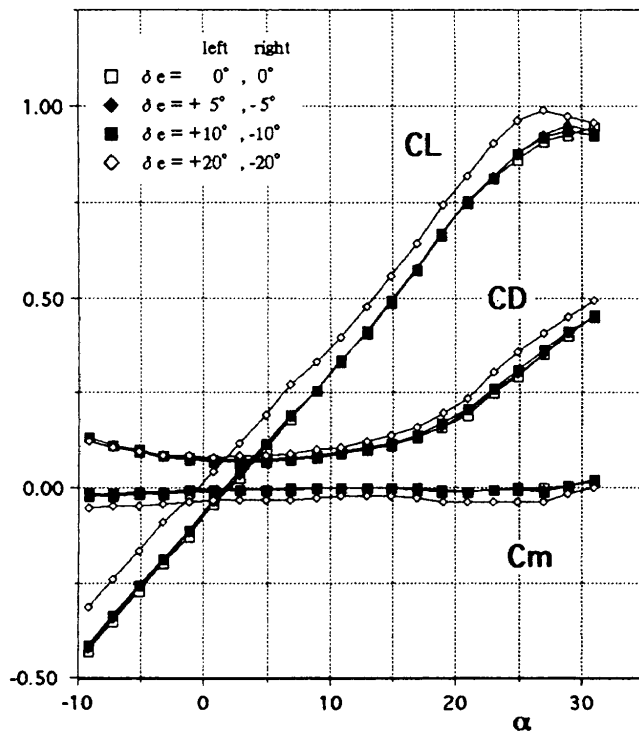
この場合、エレボンはエレベータとして作用することになる。エレボン舵角をパラメータとした、縦三分力と迎角の関係を図9(a)~(b)に示す。

[左右のエレボン舵角が異なる場合]

この場合、エレボンはエルロンとして、あるいはエルロ

ン／エレベータ複合舵面として作用することになる。図10(a)に縦三分力を、(b)~(d)に横三分力を示す。(a)より縦三分力がエルロン操舵(左右のエレボン舵角の和が0になる操舵)の影響を殆ど受けないことがわかる。

エレボンをエレベータ及びエルロンとして作用させた時



(a)縦3分力

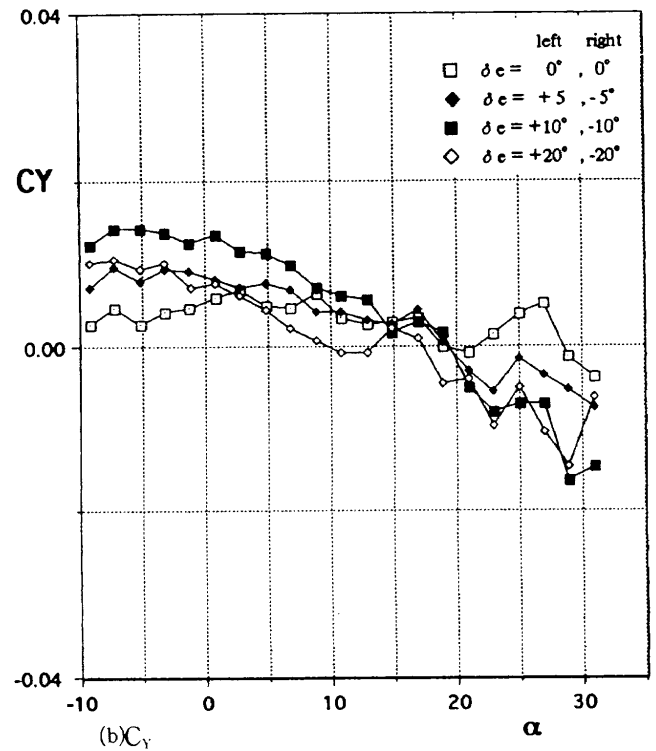
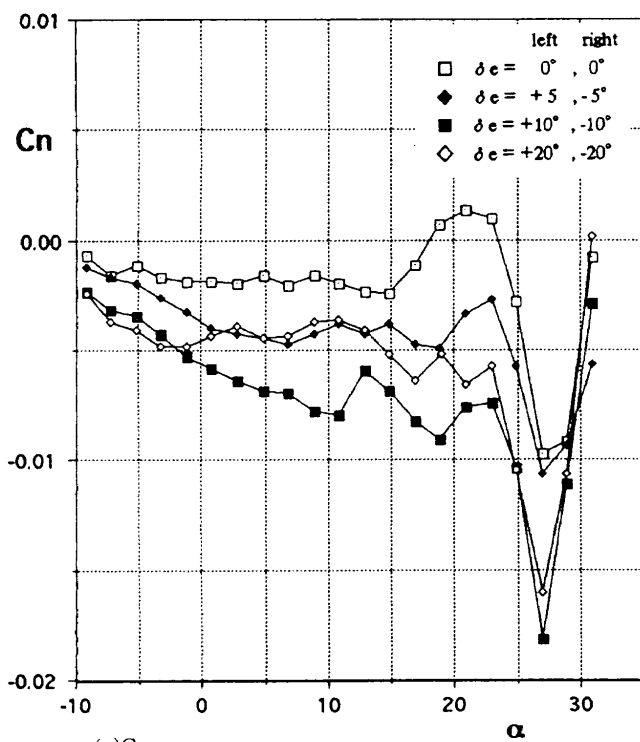
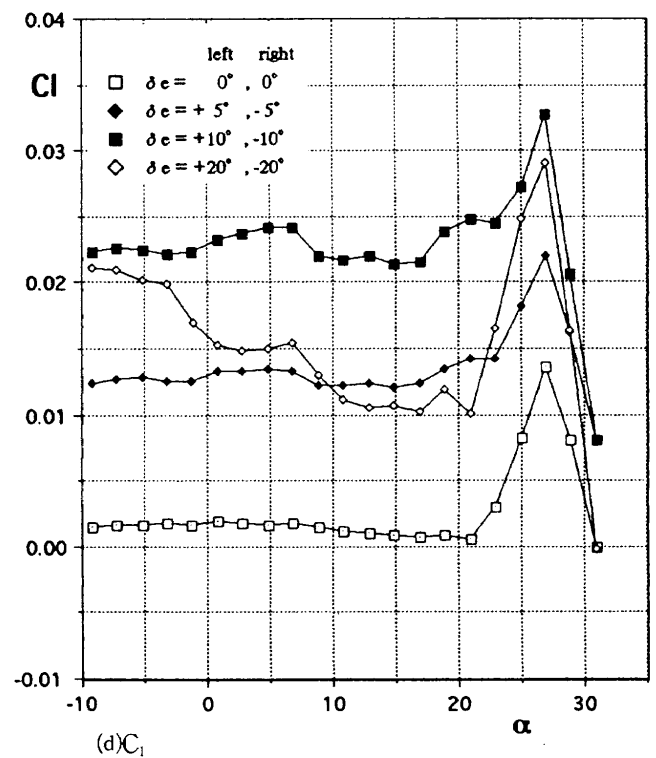
(b) C_Y (c) C_n (d) C_I

図10 エレボン特性(その2:左右の舵角が異なる場合)

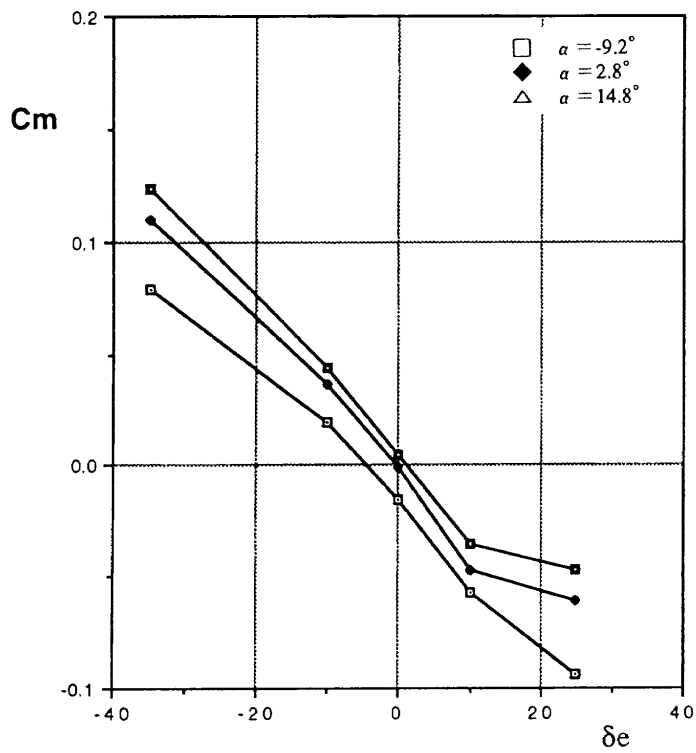
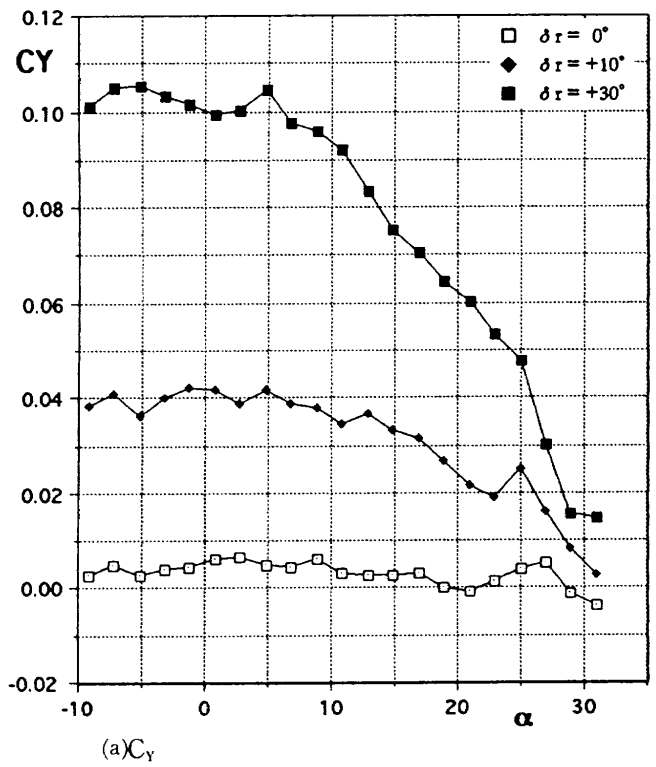
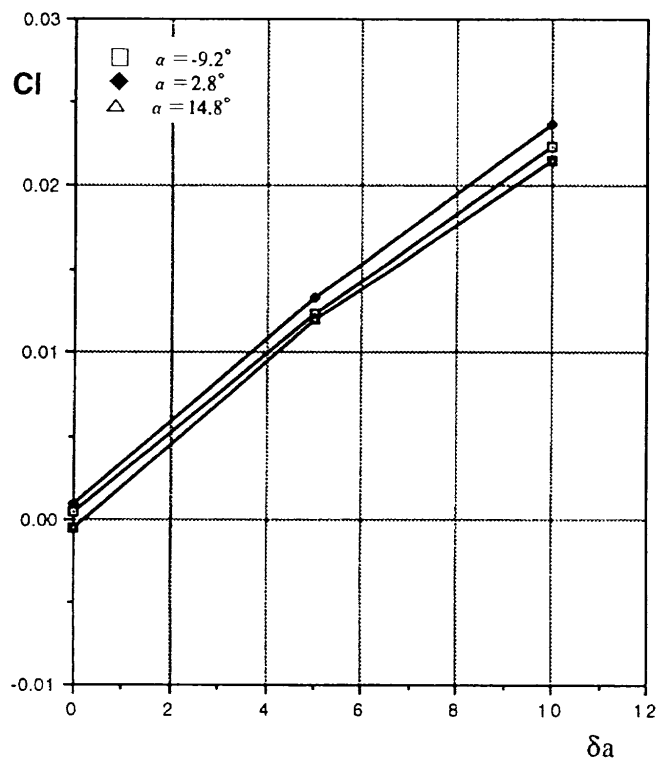
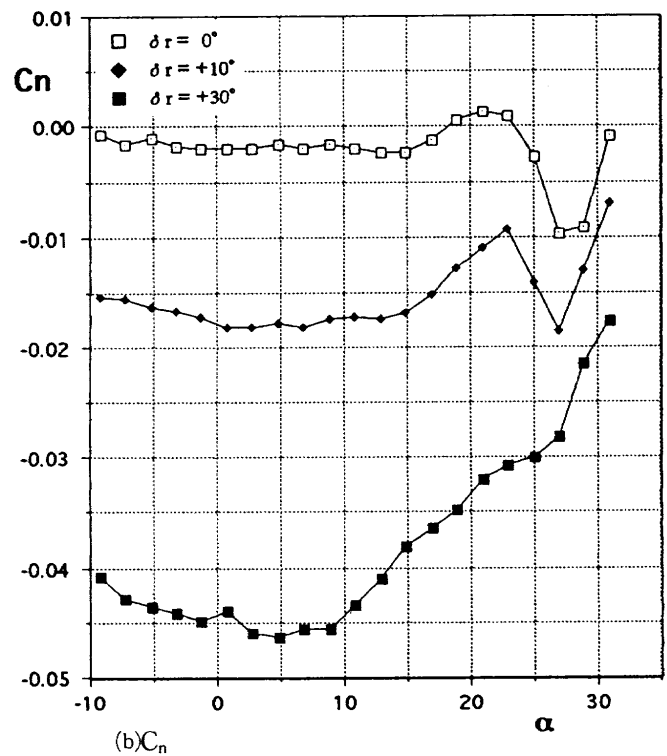
図11 エレベータ舵角 δ_e と C_m (a) C_Y 図12 エルロン舵角 δ_a と C_l (b) C_n

図13 ラダー特性(その1: 左右の舵角が同じ場合)

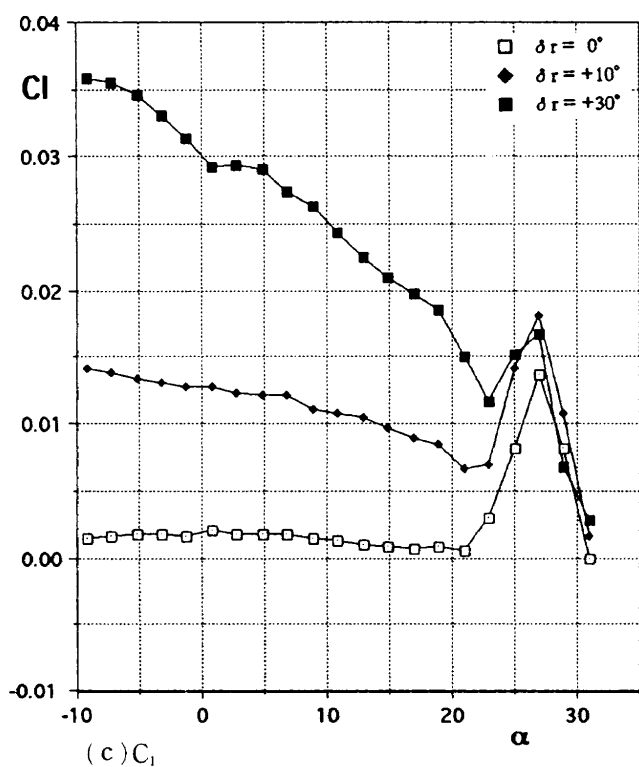


図13 ラダー特性(その1: 左右の舵角が同じ場合)
 [つづき]

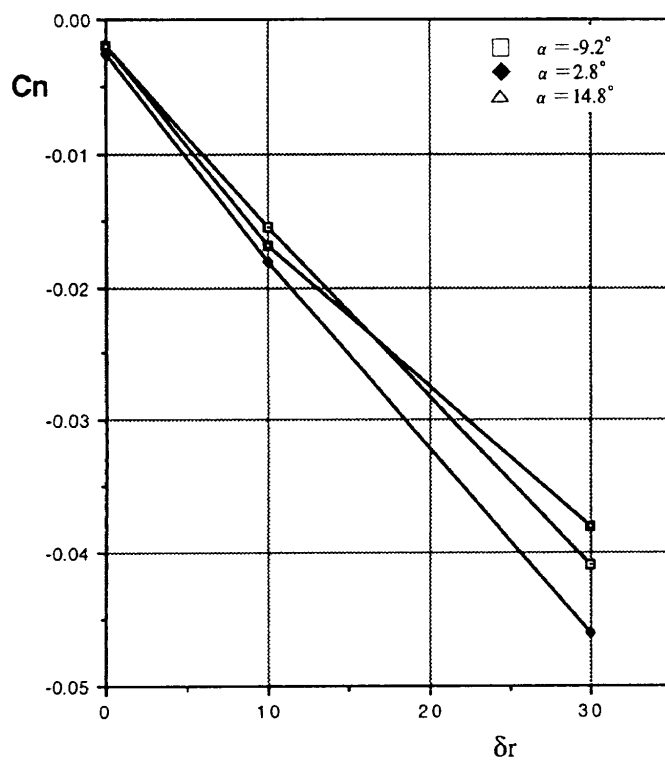


図14 ラダー舵角 δr と C_n

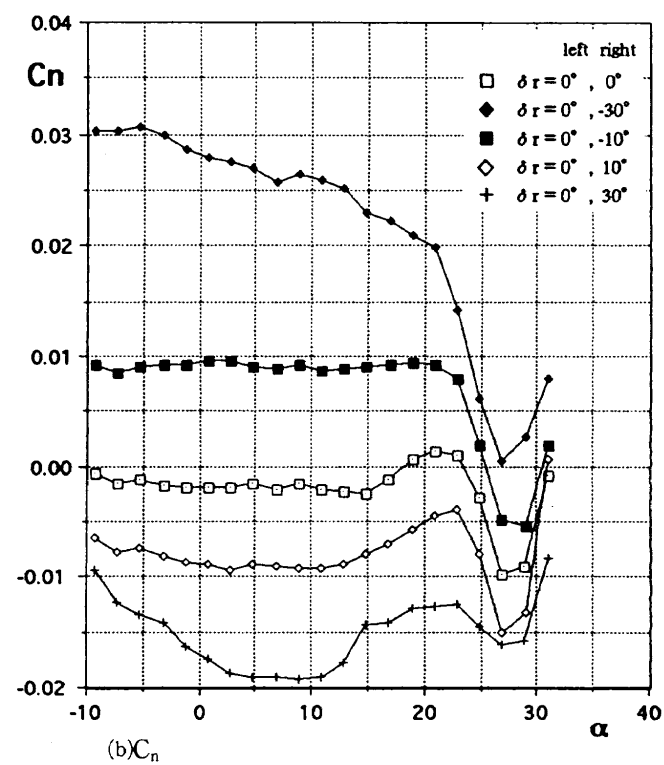
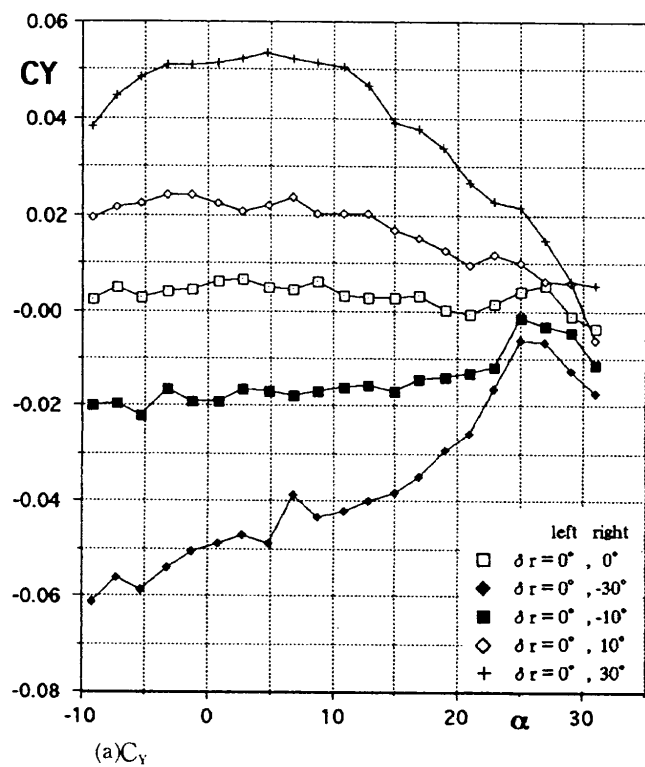


図15 ラダー特性(その2: 右のラダーだけを操舵した場合)

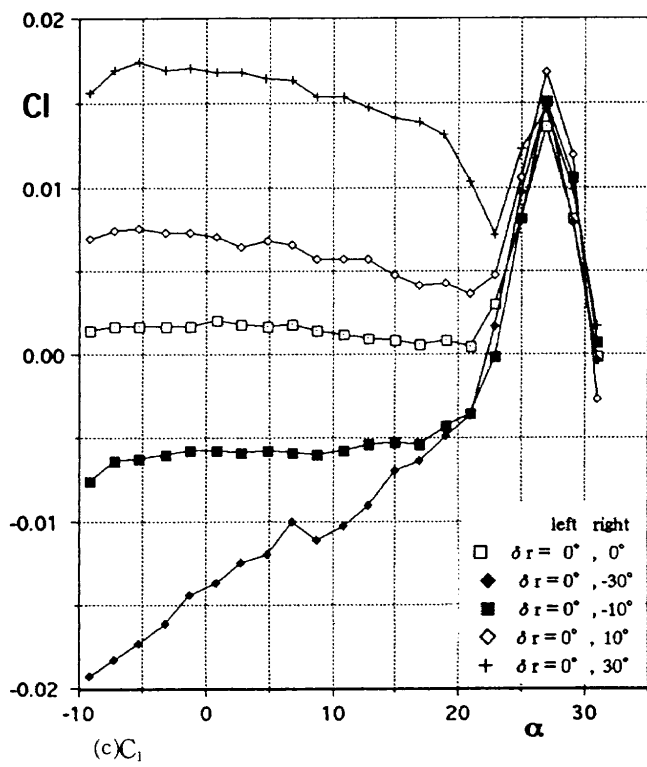


図15 ラダー特性(その2:右のラダーだけを操舵した場合)
〔つづき〕

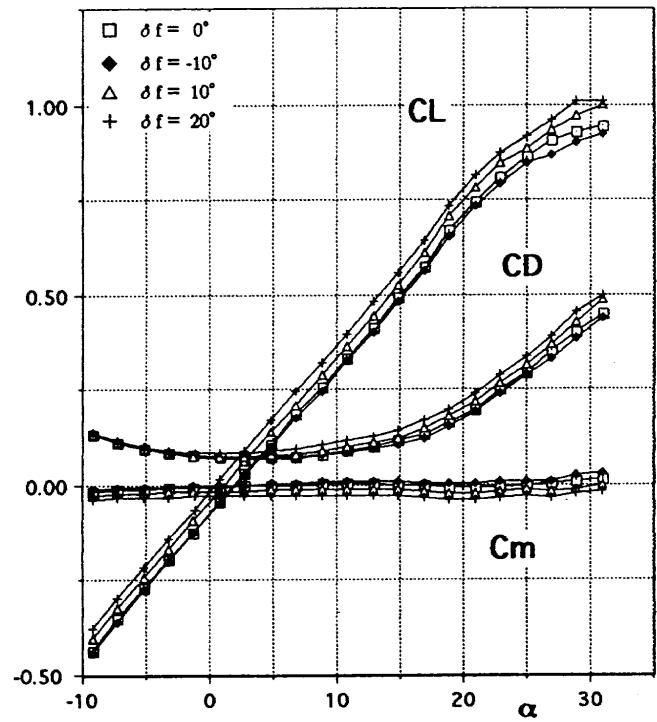


図16 ボディフラップ特性

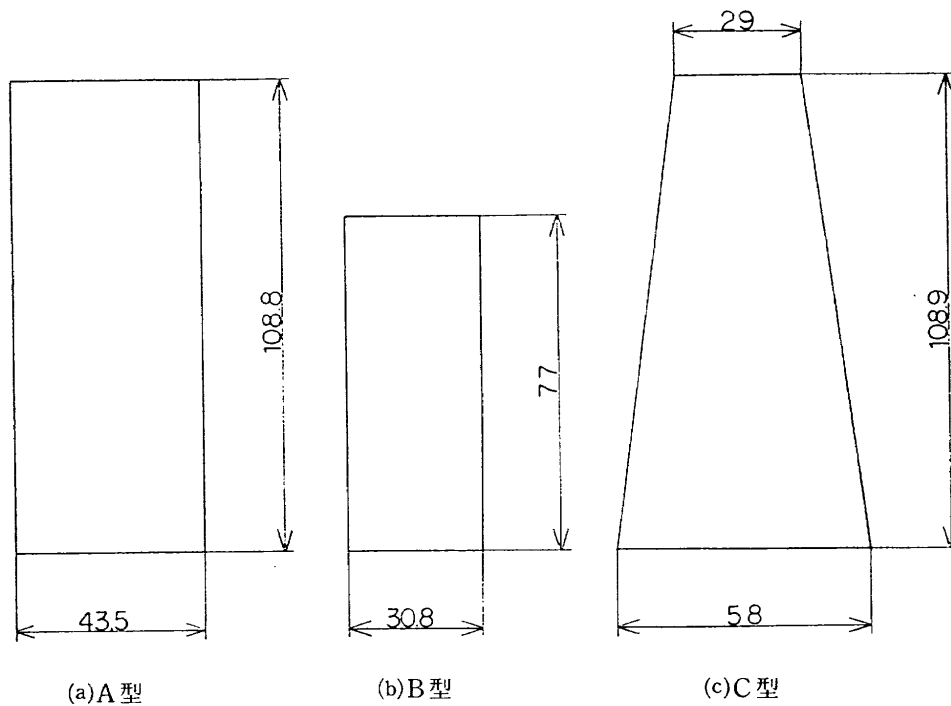
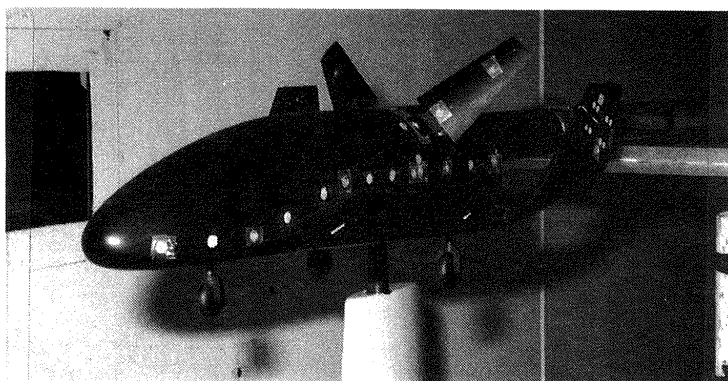
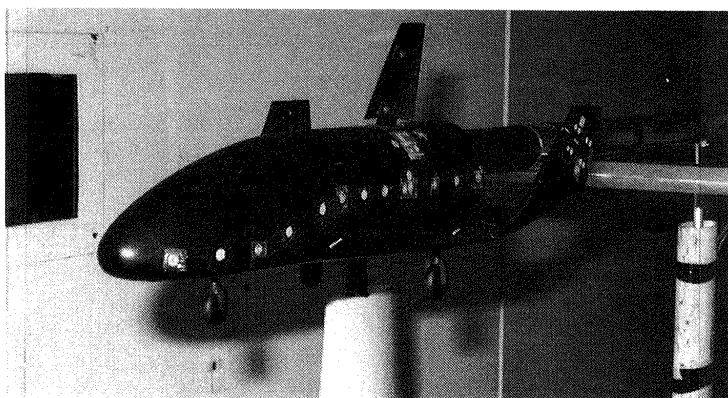


図17 スピードブレーキの形状



(a) 2枚展開



(b) 1枚展開

図18 スピードブレーキ展開

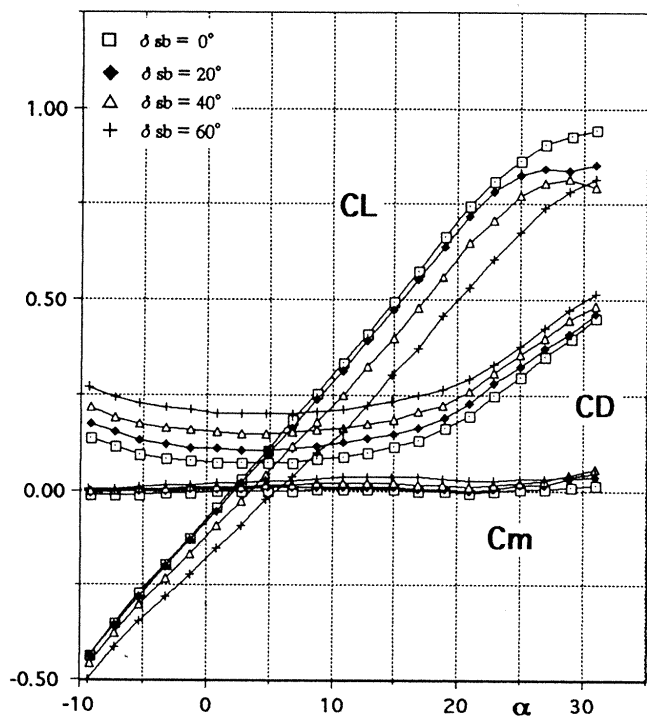


図19 スピードブレーキ特性(A型2枚)

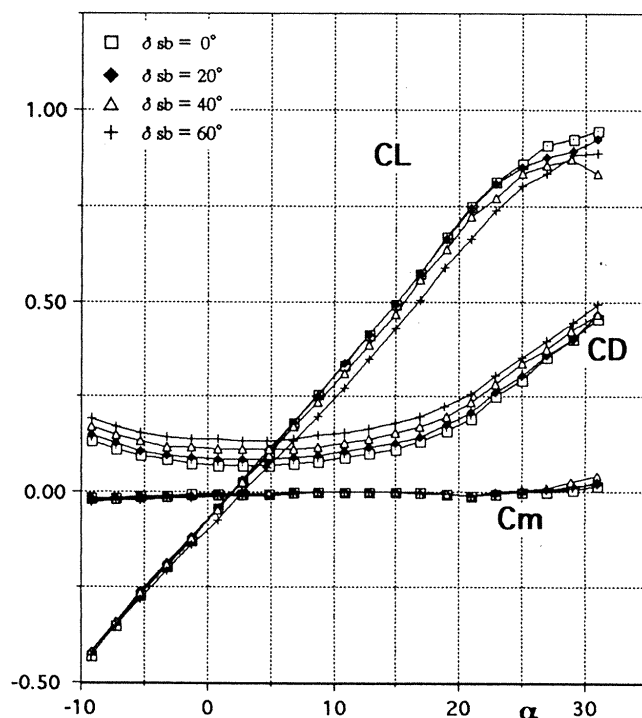


図20 スピードブレーキ特性(B型2枚)

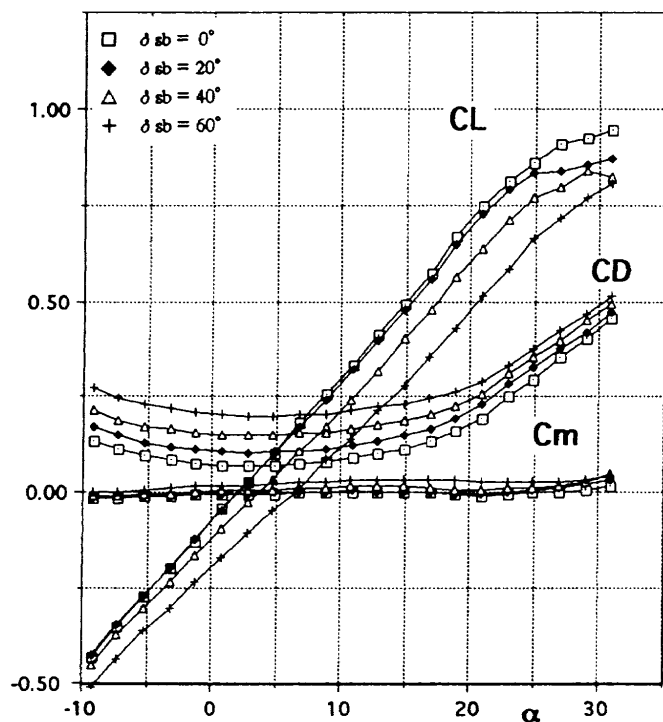


図21 スピードブレーキ特性(C型 2枚)

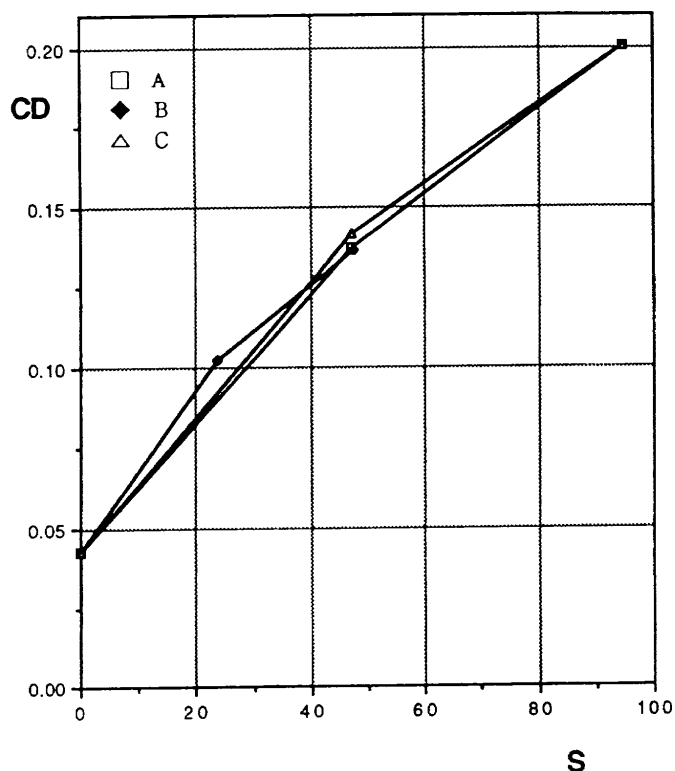
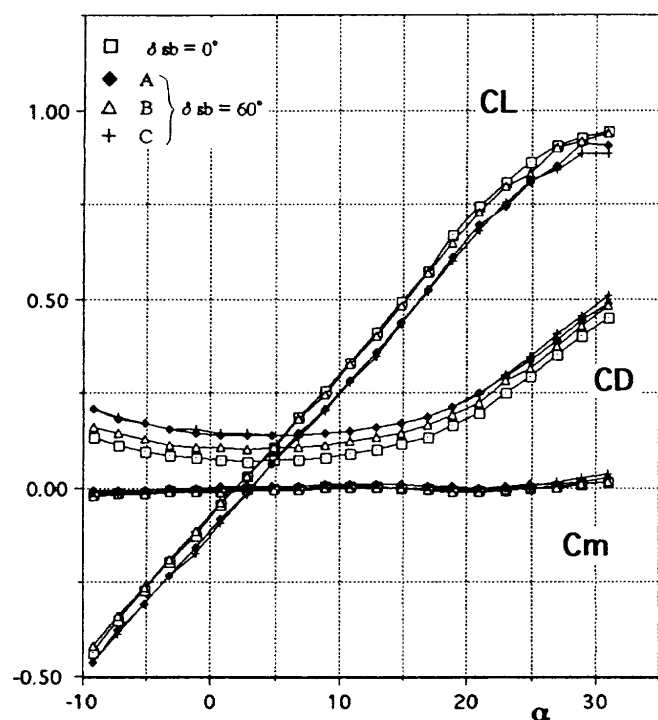
図23 スピードブレーキ面積と C_D 

図22 スピードブレーキ特性(各型 1枚)

の舵角と発生するモーメントの関係、 δ_e 対 C_m と δ_e 対 C_l を、図11, 12に示す。

・ラダー特性

[左右のラダー舵角が同じ場合]

横三分力の変化を図13(a)~(c)に示す。測定した範囲内で

ラダーの効きは δ_r にほぼ比例している(図14)。

[左のラダー舵角が0で右だけラダーを操舵した場合]

横三分力の変化を図15に示す。ここでもラダーの効きは δ_r にほぼ比例するが、ラダー面が機体対称面と一致していないため、 δ_r が正と負の時で特性はやや異なる。

・ボディフラップ特性

縦三分力の変化を図16(a)に示す。 δ_f が負の時の効きが悪いのは、スティングの影響である可能性もある。

・スピードブレーキ特性

試験したスピードブレーキの形状は次の3種類である(図17)。

A型：4.35cm×10.88cmの矩形

B型：3.08cm×7.70cmの矩形(A型とは相似で面積半分)

C型：上底2.90cm, 下底5.80cm, 高さ10.89cmの台形(A型とは等面積)

これら3種類のスピードブレーキを胴体上に2枚並べて展開する場合と、1枚だけを展開する場合とを試験した(図18)。

スピードブレーキ2枚を、開度20度、40度、60度で開いた時の縦三分力を図19~21に示す。

スピードブレーキ1枚の場合については、開度60度のケースについてだけ計測した(図22)。

スピードブレーキ面積 S (単位 cm^2)に対する抗力 C_D の関係を図23に示す。

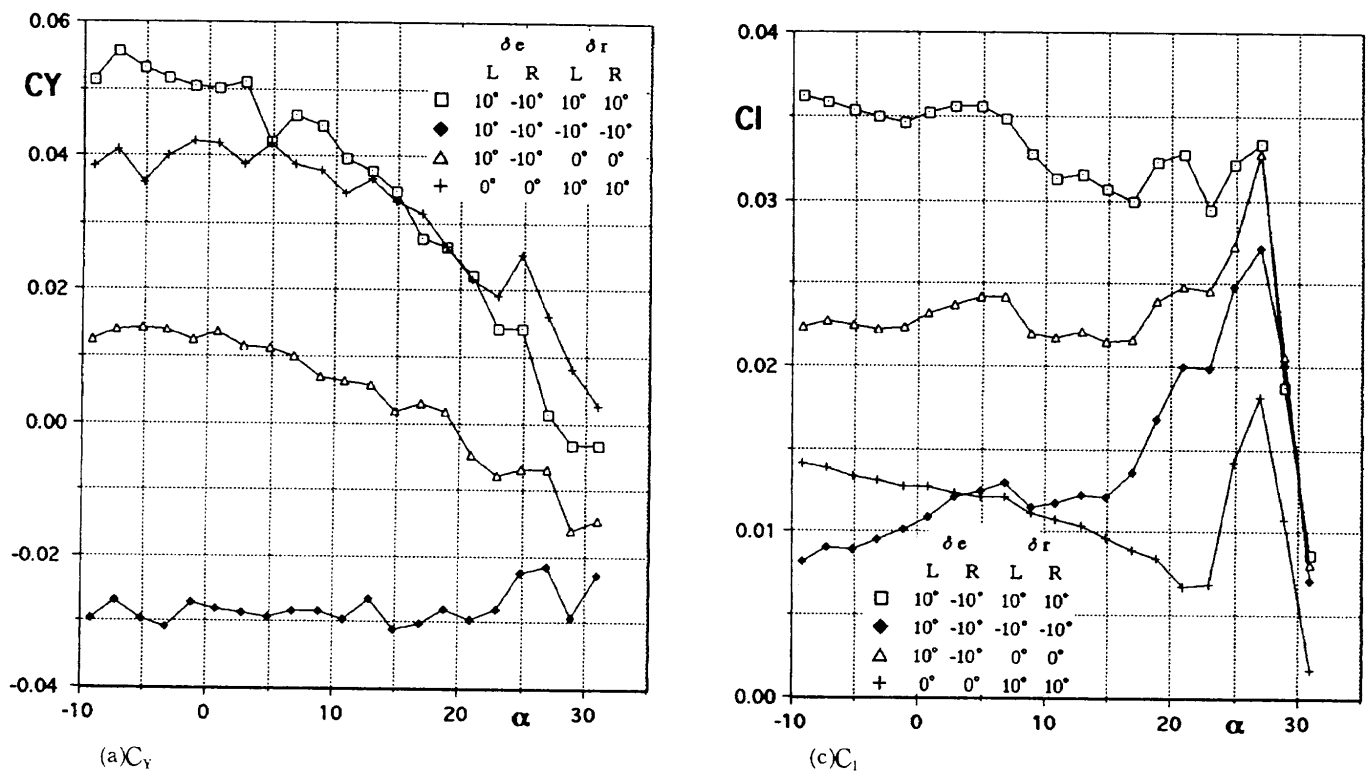


図24 エレボンとラダーの複合特性

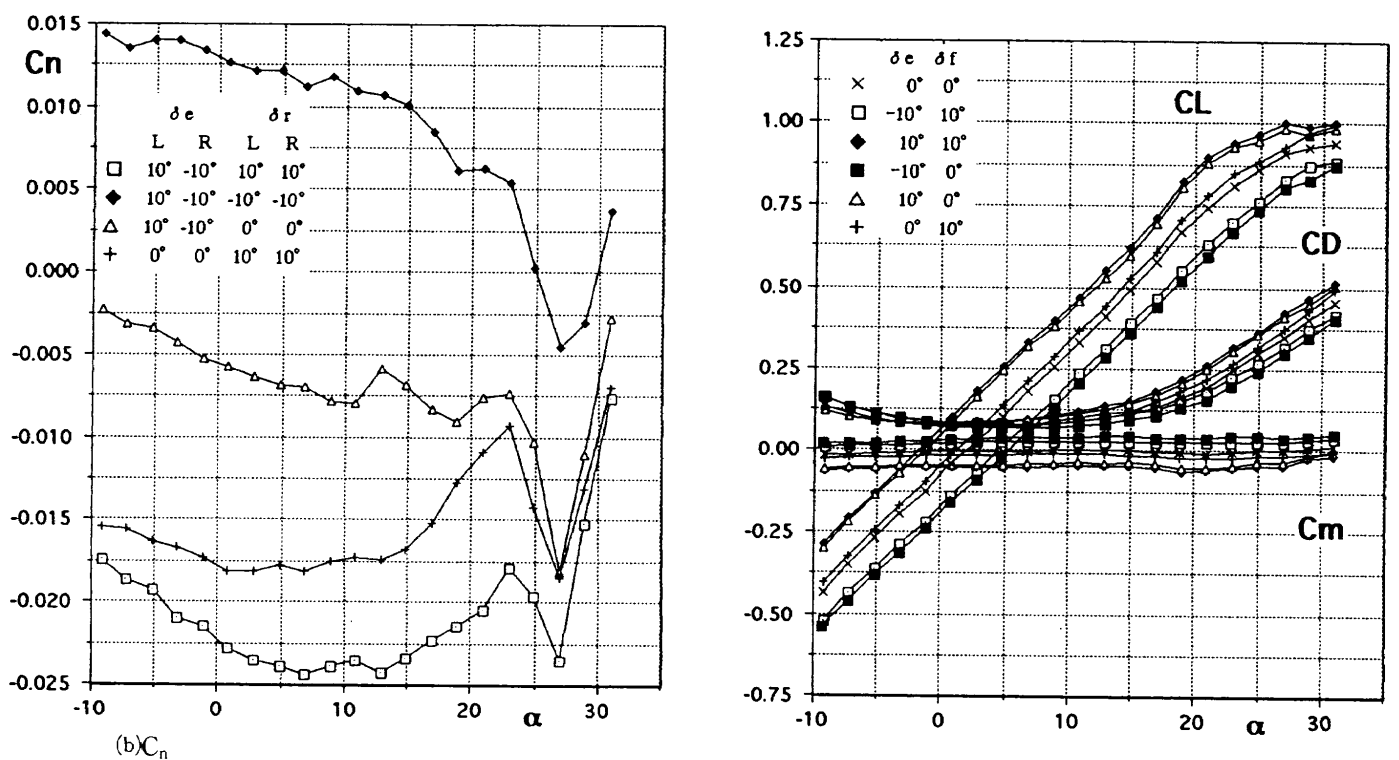


図25 エレボンとボディフラップの複合特性

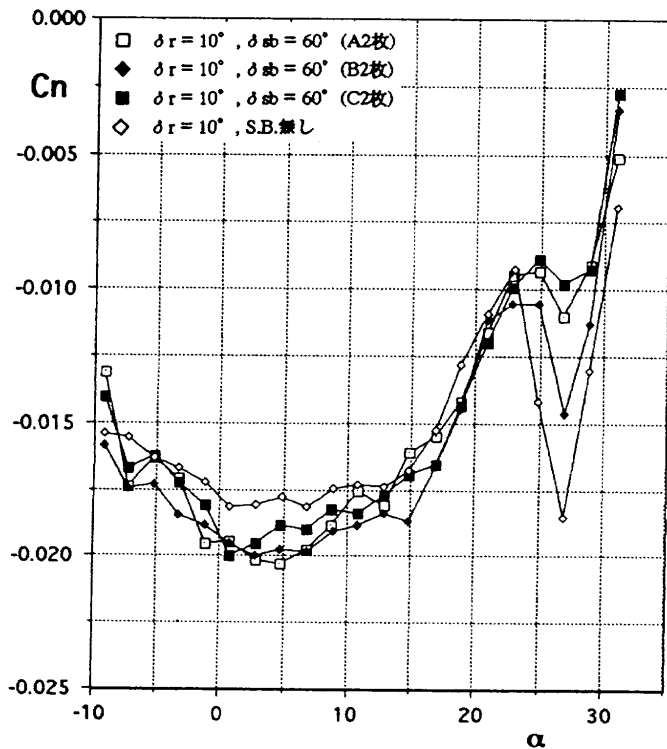


図26 スピードブレーキとラダーの複合特性

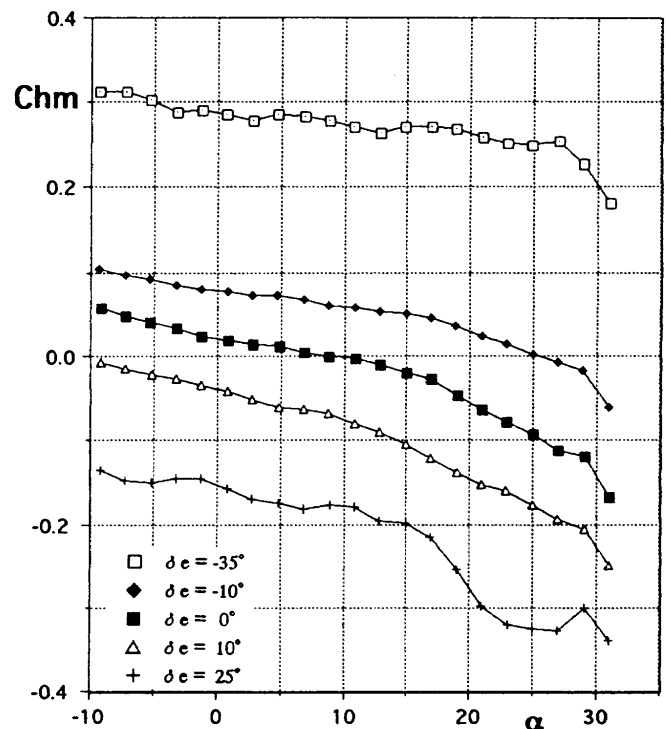


図27 ヒンジモーメント(エレボン)

・複合形態での特性

エレボン(エルロン操舵)とラダーの複合特性を図24に、エレボン(エレベータ操舵)とボディフラップの複合特性を図25に示す。またスピードブレーキ展開状態でのラダーの効きを図26に示す。

(4)ヒンジモーメント測定試験

ヒンジモーメント係数 C_{hm} はヒンジモーメントの値を、動圧と舵面面積と基準長さとの積で割って無次元化したものである。基準長さはヒンジラインを後縁とする平均空力

翼弦を用いた。各舵面についてその面積と基準長さを表1に示す。

・エレボン

図27に示す。舵角にほぼ比例してヒンジモーメントが発生している。

・ラダー

図28(a)に示す。横滑り状態($\beta=5^\circ$)でのヒンジモーメントは図28(b)に示す。ここでもヒンジモーメントの値は舵角にほぼ比例して変化している。

・スピードブレーキ

[2枚装備の場合]図29(a)に示す。

[1枚装備の場合]図29(b)に示す。

スピードブレーキA型は迎角が5度あたりから、またC型は0度を越えたあたりから、ヒンジモーメント値に不規則な振動が観測された。これはスピードブレーキ自身からの剥離渦によって舵面が振動するためと思われる。

・複合形態

エレボンとラダーの複合作動形態時に、両舵面回転軸に働くヒンジモーメントを図30に示す。

以上で求められた各舵面のヒンジモーメントの絶対値の最大値、及びその無次元係数 C_{hm} を表2に示す。

(5)表面圧力分布測定試験

模型表面上の静圧孔は80個であり、その内訳は以下の通りである(図31及び表3参照)。

表1 各舵面の面積と基準長さ

空 力 舵 面	面積(mm ²)	基準長(mm)
エレボン	4196.5	60.20
ラダー	2216.8	32.20
ボディフラップ	3863.5	47.60
スピードブレーキ(A)	4740.0	108.8
スピードブレーキ(B)	2370.0	77.00
スピードブレーキ(C)	4740.0	96.70

注：スピードブレーキの面積は1枚あたり。

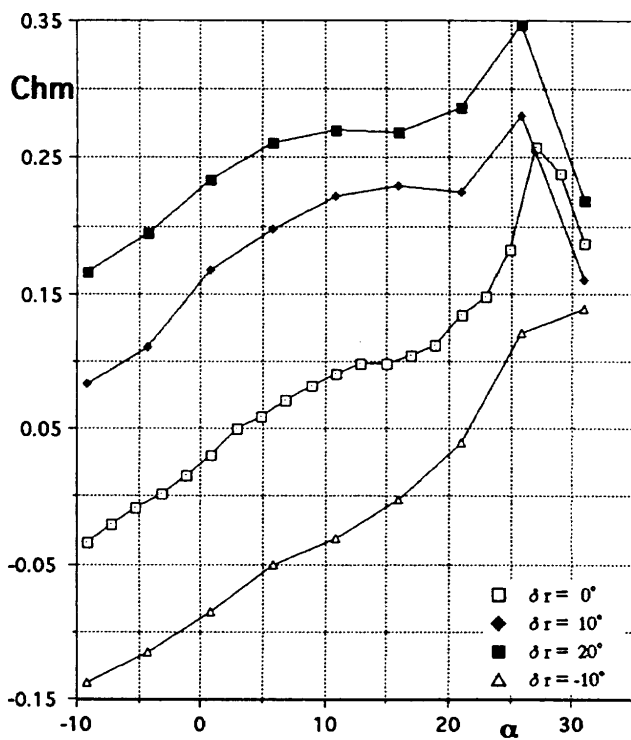
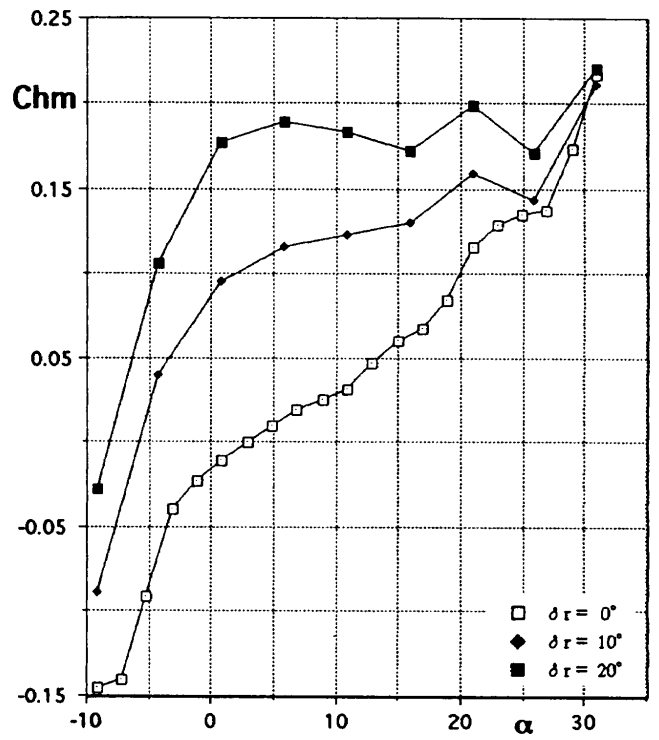
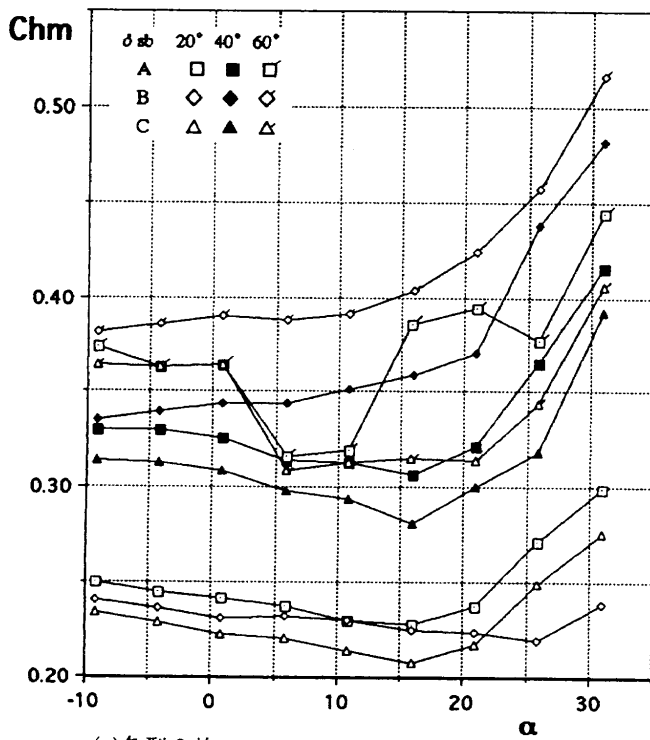
(a) $\beta = 0^\circ$ の場合(b) $\beta = 10^\circ$ の場合

図28 ヒンジモーメント(ラダー)



(a) 各型 2 枚

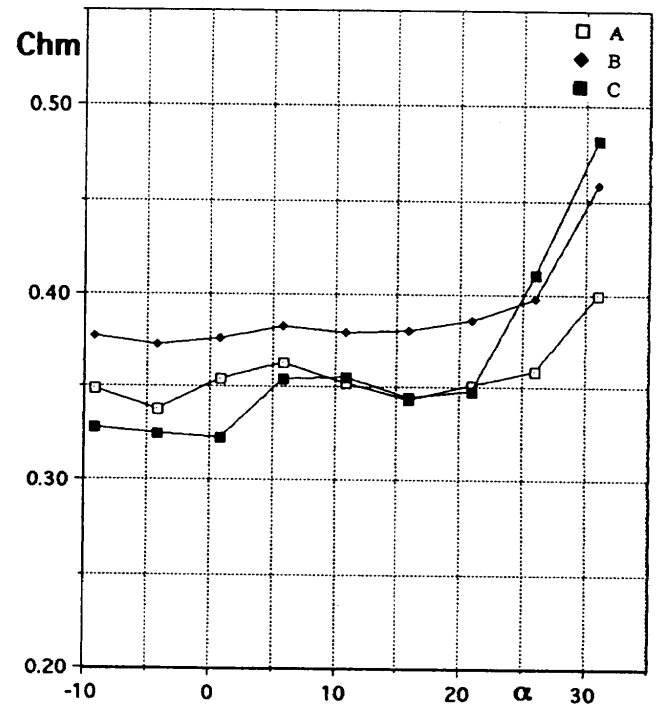
(b) 各型 1 枚 ($\delta s_b = 60^\circ$)

図29 ヒンジモーメント(スピードブレーキ)

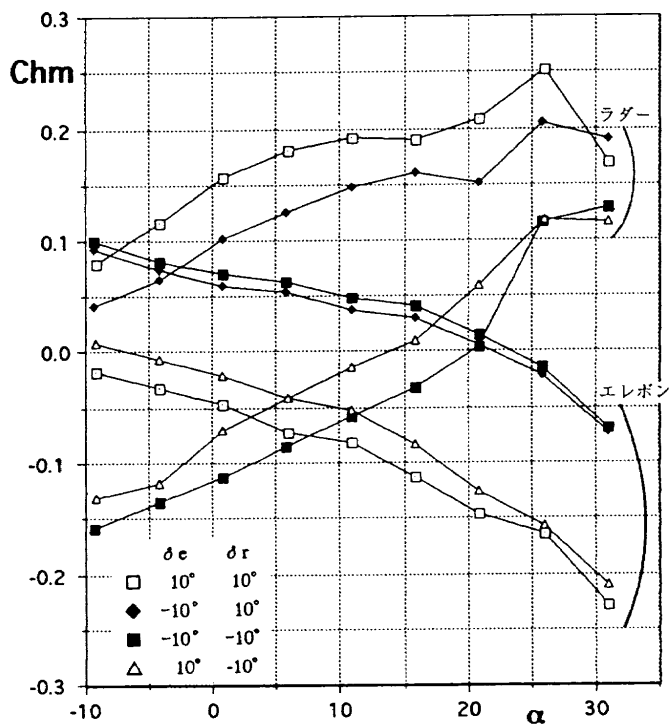


表2 各舵面に作用するヒンジモーメント最大値

空力舵面	ヒンジモーメント最大値	
	係 数	絶対値(Kgf×mm)
エレボン	0.3394	8.43
ラダー	0.3473	2.45
スピードブレーキ(A)	0.4444	22.53
(B)	0.5160	9.27
(C)	0.4816	21.79

図30 ヒンジモーメント(エレボンとラダーの複合形態)

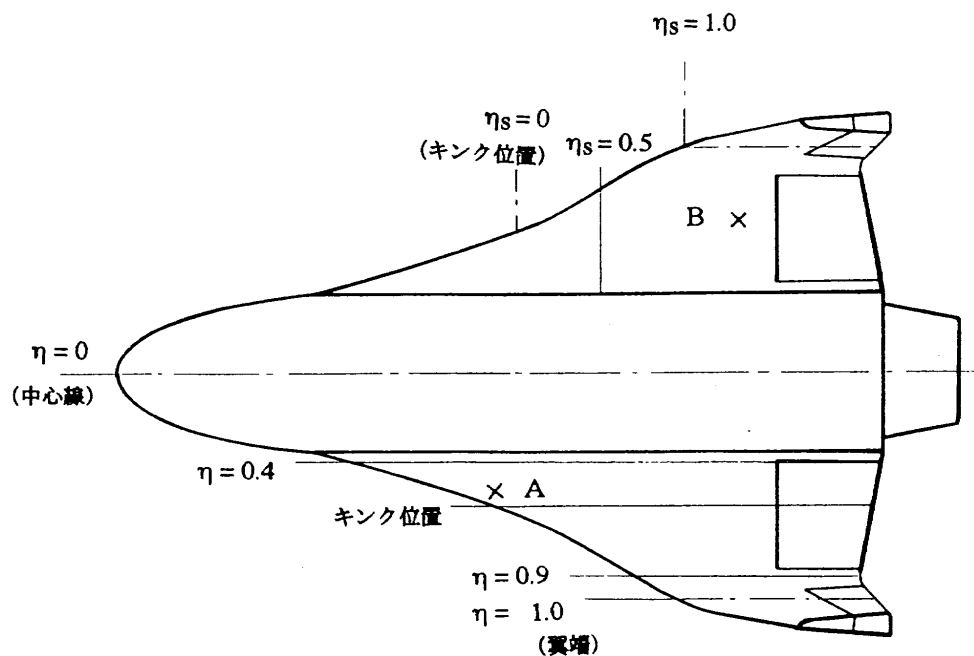


図31 静圧孔の位置及びホットフィルム貼付位置

表3 静圧孔位置

左主翼

	x/c(%)	0	1	2	5	10	15	20	30	40	50	60	70	備考
上面	翼端側	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	BP132
	翼中央	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	BP85
	胴体側	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	BP59
下面	翼端側	—	13	14	15	16	—	17	18	—	19	—	20	BP132
	翼中央	—	33	34	35	36	—	37	38	—	39	—	40	BP85
	胴体側	—	53	54	55	56	—	57	58	—	59	—	60	BP59

右主翼

y/hs(%)	20	40	50	60	65	70	75	80	85	90	95	備考
上面	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	FSTA309.01
下面	72	73	—	74	—	—	—	75	—	76	—	

胴体

B. P.	34	—34	備考
背面	77	78	WP65

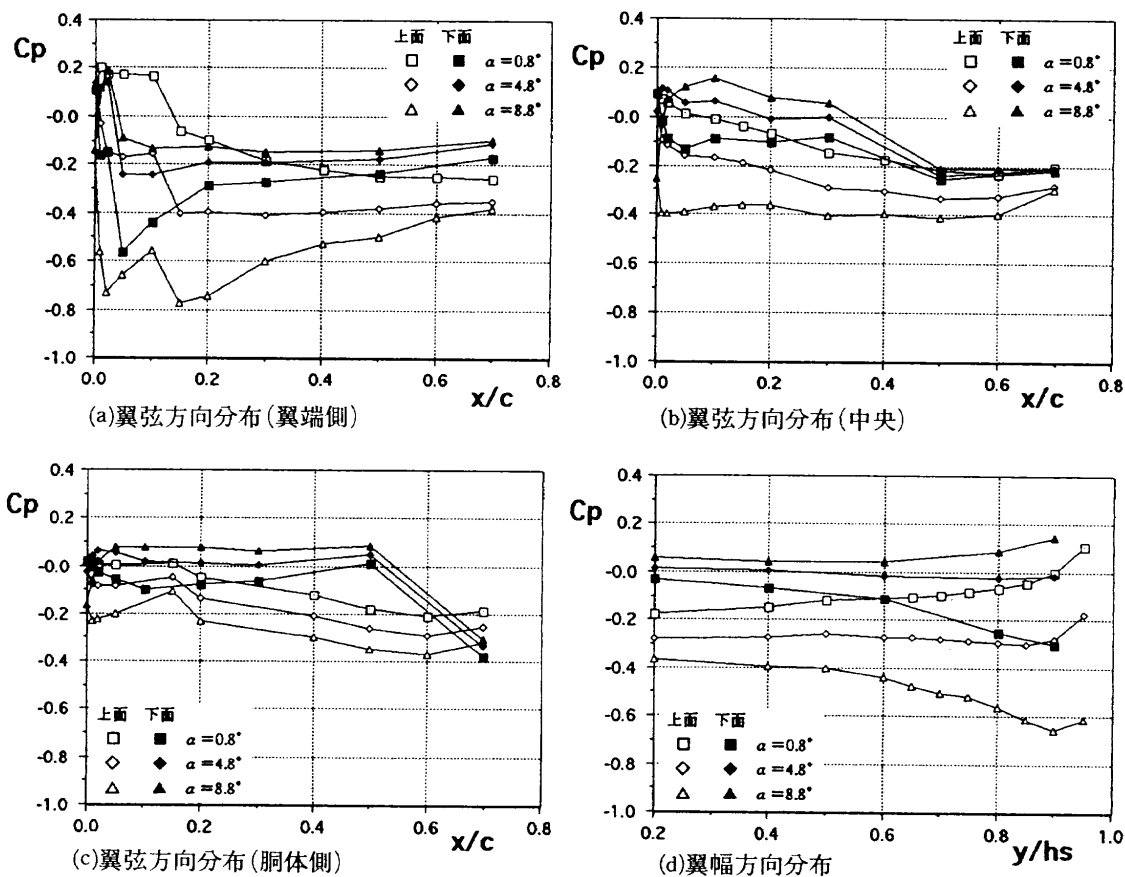
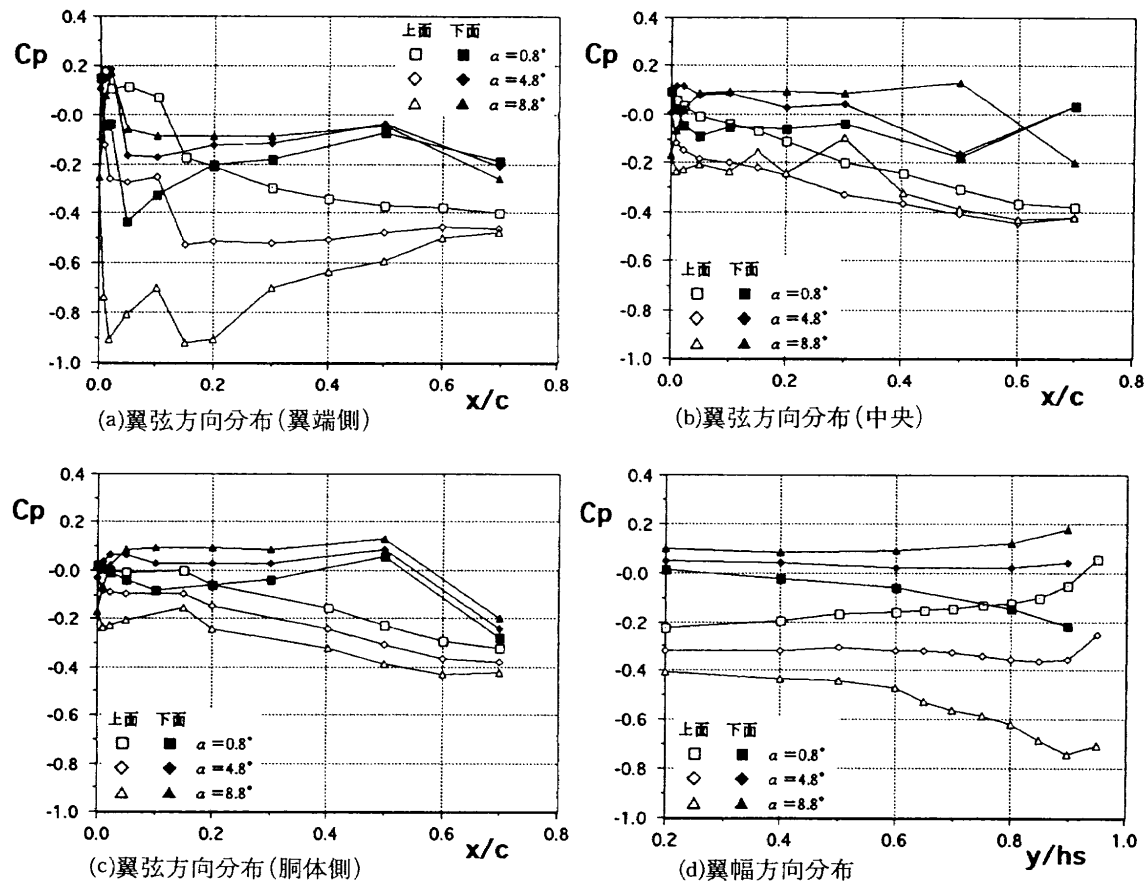
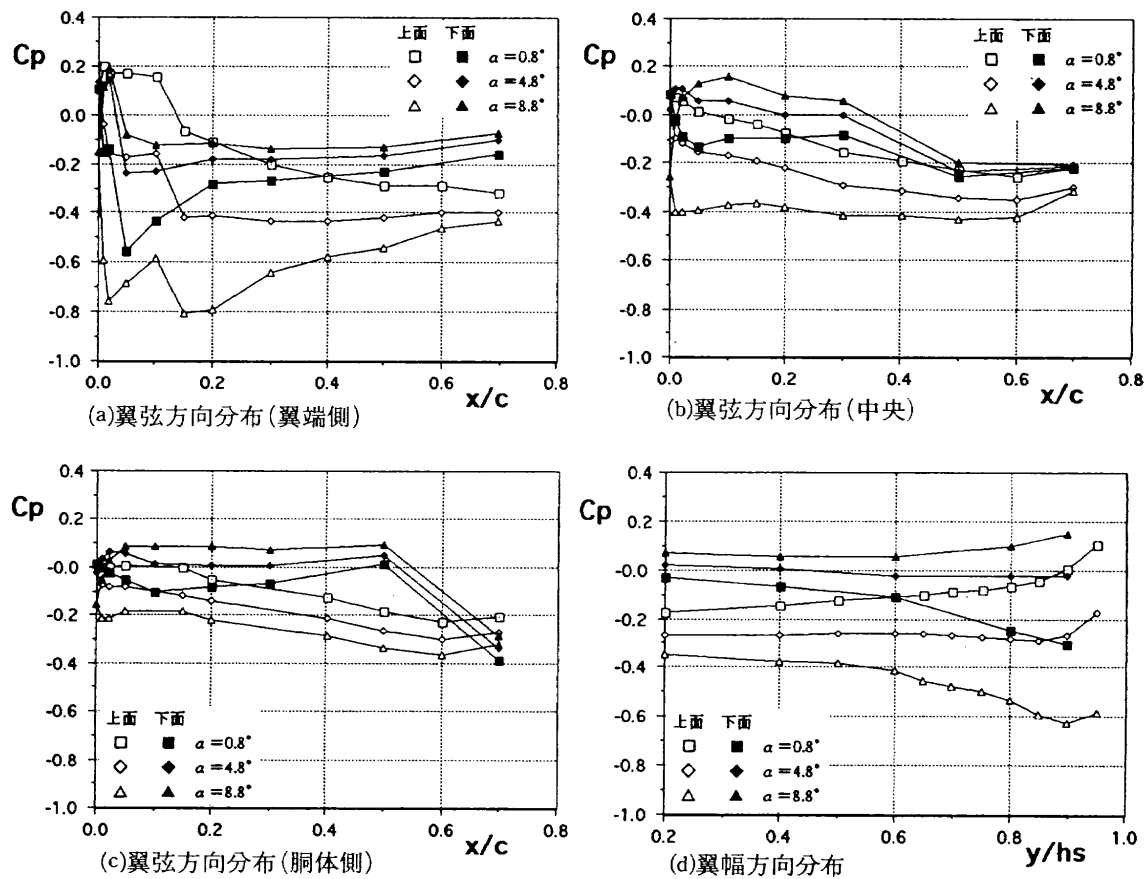
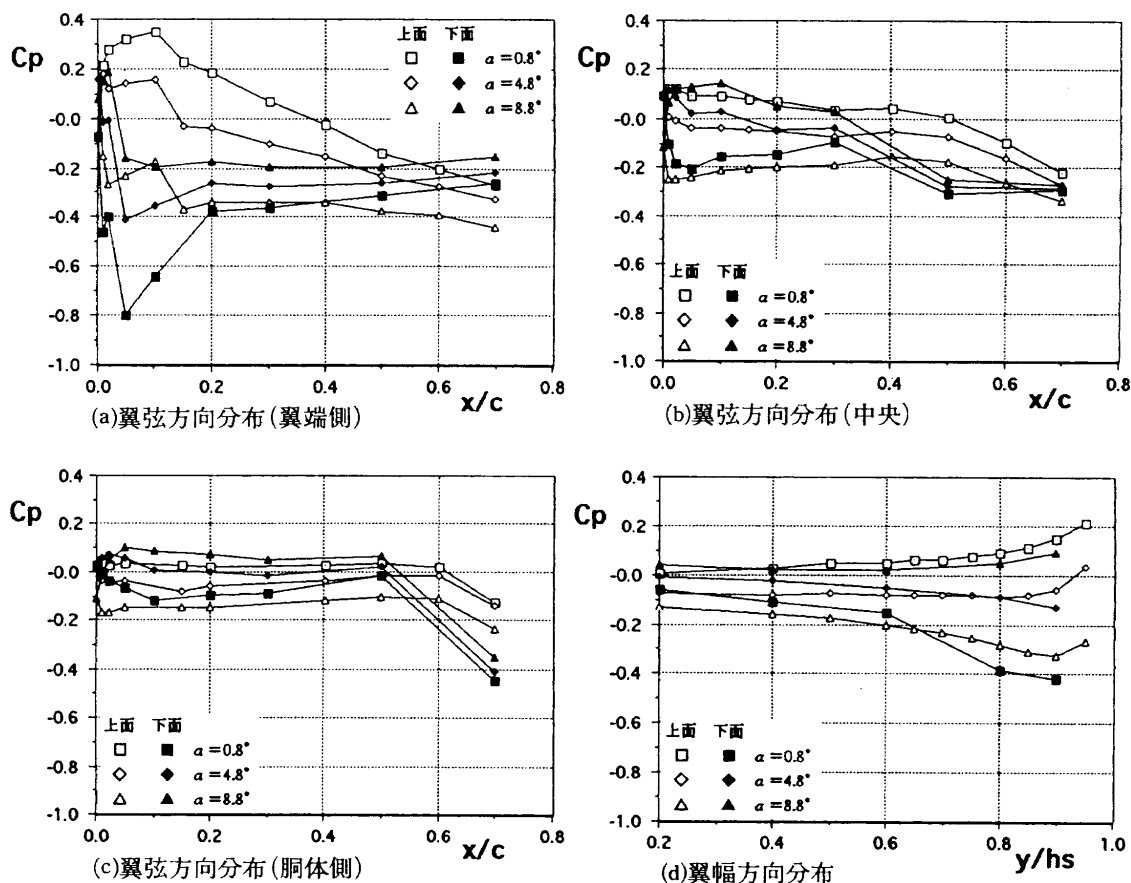


図32 圧力分布(その1:基本形態)

図33 圧力分布(その2: エレボン操舵, $\delta_e = 25^\circ$)図34 圧力分布(その3: ラダー操舵, $\delta_r = 10^\circ$)

図35 圧力分布(その4:スピードブレーキC型2枚, $\delta_b = 60^\circ$)

翼面上の翼弦方向の圧力分布を計測するため: 3列
各20点

翼面上の翼幅方向の圧力分布を計測するため: 1列
各16点

胴体後面圧力を計測するため: 4点

翼弦方向圧力分布測定用の3つの静圧孔列の位置はそれぞれ, $\eta = y/hs = 0.40, 0.58, 0.90$ である。ただし, hs は翼幅の半分を意味しており, η の定義は図31に与えられている。 $\eta = 0.58$ は翼前縁のキンク点に対応している。

翼幅方向圧力分布測定用の静圧孔列は, $x = 309.01\text{mm}$ (x は機首を原点とし, 後方を正とする)にある。この位置は図31中で定義されている η_s を用いて表現すると $\eta_s = 0.5$ になる。

胴体後面圧力計測用の静圧孔のうち, 2つは直接模型にあげられており, その位置は高さに関しては図1に示したモーメント中心と同じ $z = 65\text{mm}$ (機体底面を $z = 0$ とする。), 左右方向に関しては $y = \pm 34\text{mm}$ である。残りの2つは, スティング側面にその母線と平行に銅パイプを直接固定したもので, 孔の位置はどちらも $y = 0$, すなわち真上と真下である。銅パイプの開口面は模型の後面と同一平面上にある。

代表的な圧力分布として以下のケースを示す。

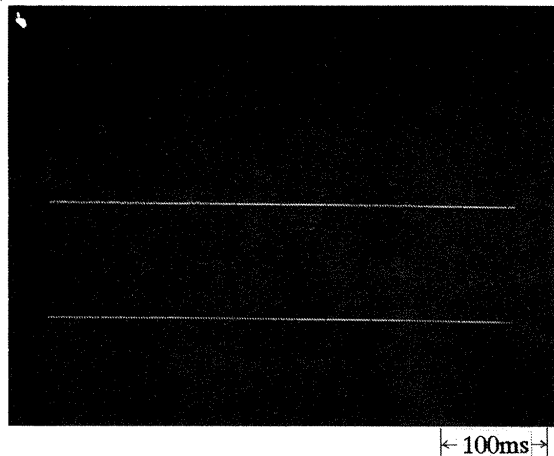
基本形状(すべての舵面の偏角 0°) (図32(a)~(d))

エレボン舵角 $\delta_e = 30^\circ$ (左右とも) (図33(a)~(d))

ラダー舵角 $\delta_r = 10^\circ$ (左右とも) (図34(a)~(d))

スピードブレーキ展開角 $\delta_b = 60^\circ$ (C型2枚) (図35(a)~(d))

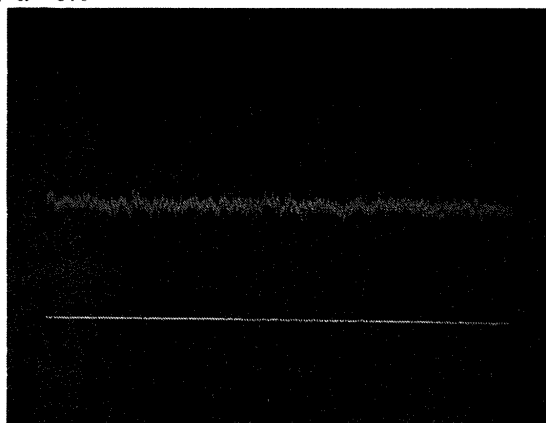
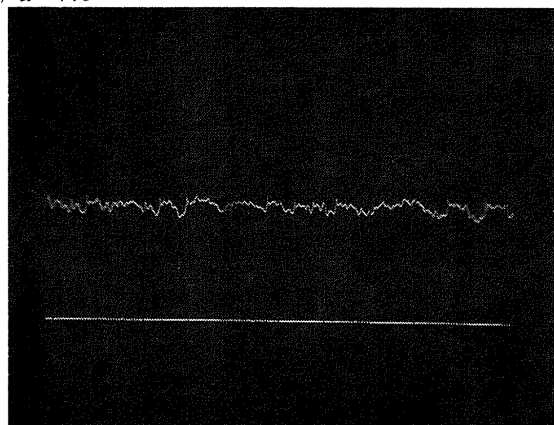
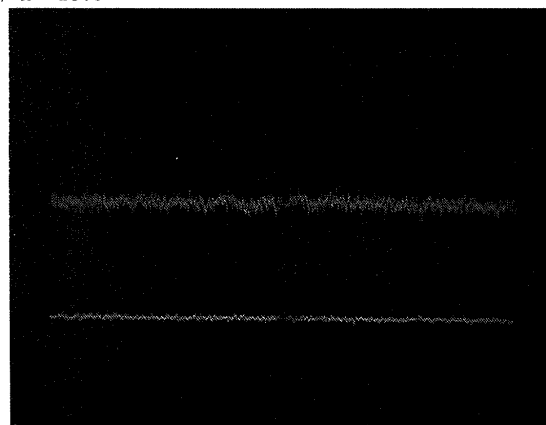
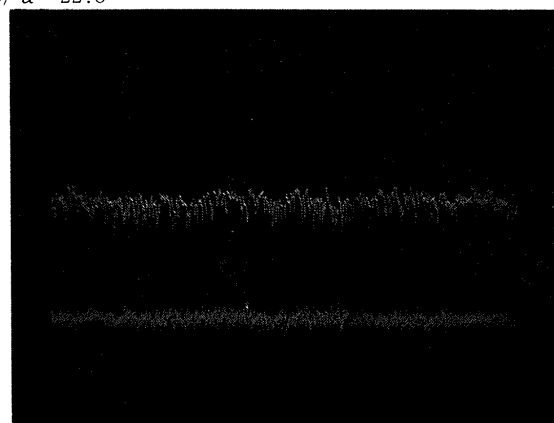
デルタ翼を過ぎる流れは安定な円錐状の前縁剥離渦を伴うこと, そしてこの剥離渦によって揚力を生じていることはよく知られている。例えば李家等[文献3]は頂角60度のデルタ翼まわりの低速流の剥離の様子をレーザー, オイルフロー, 静圧分布計測等によって詳細に調べている。それによれば, レイノルズ数 1×10^6 の時, 迎角4度で既に明らかな前縁剥離渦が発生しており, 8度になると再附着線と2次剥離線の間に挟まれた狭い領域で急激な圧力変化が起こる。本実験で得られた圧力分布, 特に翼幅方向の分布図(図32(d))を見ると圧力の変化は穏やかであり, 李上等の上面が平板のデルタ翼(前縁は下に刃をもつ片刃のナイフエッジの形状)とはかなり様子が異なっているように思える。このことは, 次項に示す境界層のモニタ結果が示唆する事柄とも一致する。

(1) $\alpha = 0.8^\circ$ 

後縁側

前縁側

100ms

(3) $\alpha = 8.8^\circ$ (2) $\alpha = 7.8^\circ$ (4) $\alpha = 13.8^\circ$ (5) $\alpha = 22.8^\circ$ 

後縁側

前縁側

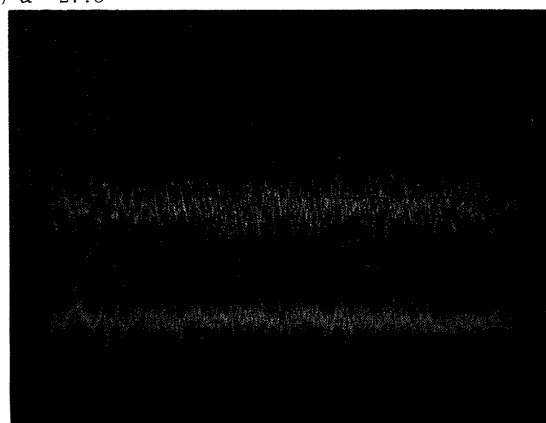
(6) $\alpha = 27.8^\circ$ 

図36 境界層センサ(ホットフィルム)出力

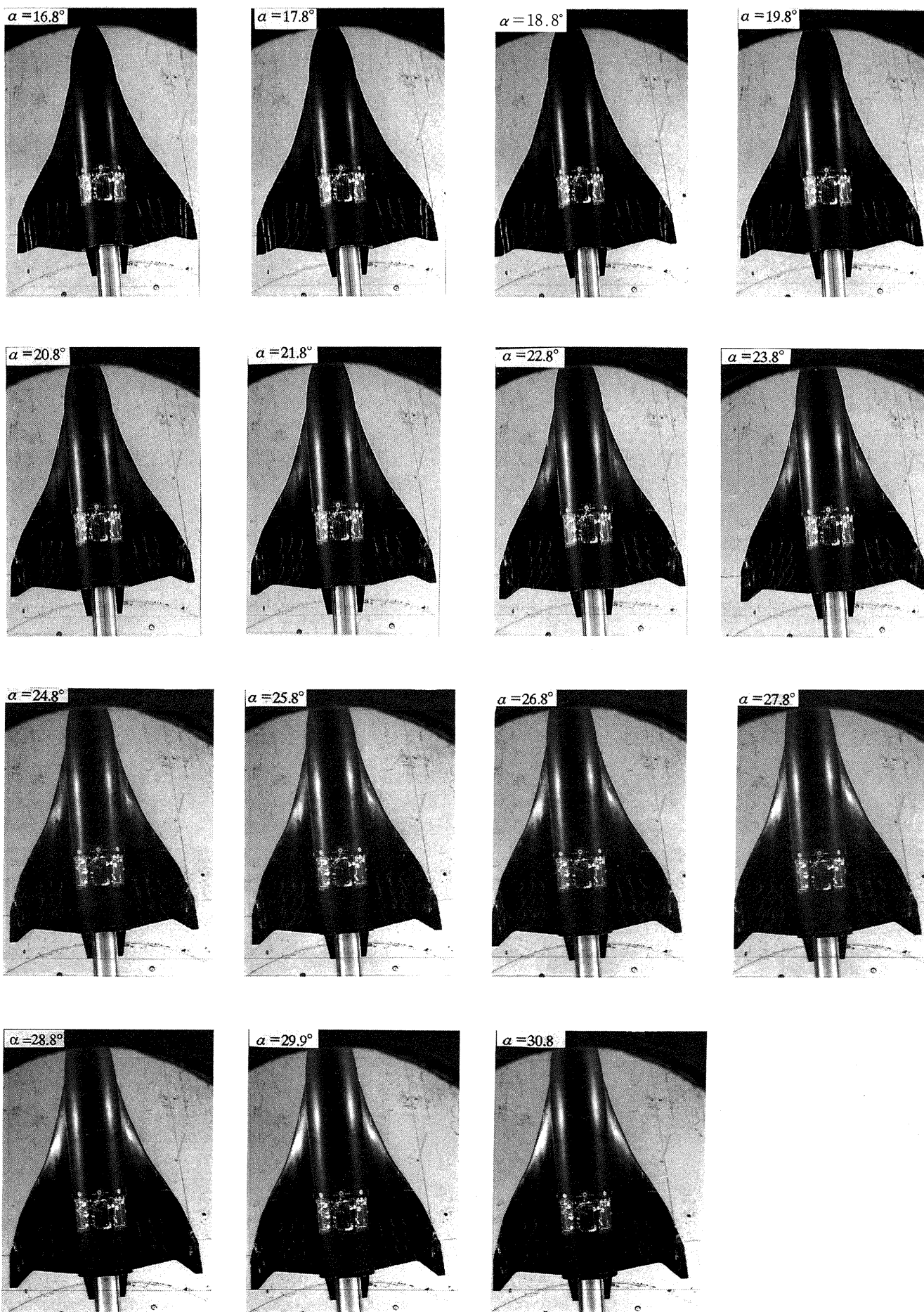


図37 流れの剥離モニタ

(6) 模型表面の流れの観測

・境界層の状態のモニタ

使用したホットフィルムはDANTEC社製の55R43接着型プローブで、大きさは8mm×12mm、厚さは0.05mmである。このフィルムを翼前縁付近とエレボンの切欠き直前に、各々1枚ずつ貼り付けて、サーボアンプの出力電圧をオシロスコープでモニターした。前縁側のフィルムが流れを乱して後縁側のフィルム位置の流れに影響を及ぼすことを防ぐため、2枚は左右の翼に分けて1枚ずつ貼り付けた。図35の点A、Bはそれぞれ前縁側、後縁側のフィルム貼付位置で、A点の座標は $x=243\text{mm}$ 、 $y=-78\text{mm}$ 、一方B点の座標は $x=405\text{mm}$ 、 $y=94\text{mm}$ である(x は機首からの距離、 y は機体対称面からの距離)。

流れが層流の間は、フィルムに蒸着されたセンサーから流れに奪われる熱損失は一定のため、サーボアンプの出力電圧も一定値を保つが、流れが乱流になると熱損失は時間的に一定でなくなるため、出力電圧に乱れが生じる。そこで出力電圧を観察すれば、いつ境界層が遷移したかがわかる。図36は一樣流速度25m/sの下で得られたオシロスコープの画像を撮影したものである。

- (1) $\alpha=0.8^\circ$ 前縁側、後縁側共に流れは層流。
- (2) $\alpha=7.8^\circ$ 後縁側に乱れが現れる。
- (3) $\alpha=8.8^\circ$ 後縁側、乱流になる。
- (4) $\alpha=13.8^\circ$ 前縁側にも乱れが現れる。
- (5) $\alpha=22.8^\circ$ 前縁側、後縁側共に乱流となる。
- (6) $\alpha=27.8^\circ$ 後縁側の変動速度の周波数に変化が見られる。変動速度の大きさが増加する。

前縁側の出力は α が14度近くまで流れに変動速度成分が殆ど含まれないことを示している。すなわちこの測定位置で流れはそれまで剥離をしていないと推定される。本模型に沿う流れと、前に言及した上面が平板のデルタ翼に沿う流れとのこの顕著な違いは、前者では胴体とチップフィンによって流れが拘束されること、翼が厚く前縁の曲率半径が大きいことによると考えられる。

・流れの剥離モニタ

基礎特性試験において、機体は左右対称な形態であるのに迎角20.8度付近で横方向のモーメントが発生する現象が見られた。これは機体周りのどこかで、流れが剥離していることを示唆している。最初に剥離が起こるのはどの位置かを調べるために、機体後部に絹糸製のタフトを貼り、挙動を観測した。図37がその結果である。 $\alpha=18.8^\circ$ で右側のチップフィン内側の流れが剥離する。左のチップフィン内側の流れが剥離するのは α が20.8°になってからである。この流れの非対称性は、模型の製作精度、模型の天秤への取付け精度、風洞内の一様流の精度等に原因があると考えられる。図7(b)を参照すると、流れが非対称である結果生じる横方向の力が顕著になるのは、 α が20.8度を越えてから

であることがわかる。

4. まとめ

ALFLEX実験機の8.9%模型を用いて、以下の項目を目的とする風洞試験を行なった。

- (1) 簡易スティング支持方式が、一様流に及ぼす影響の解明
- (2) 六分力測定
- (3) 舵面のヒンジモーメント測定
- (4) 圧力分布測定
- (5) 機体周りの流れの状態の観測

(1)は昨年度(1992年度)突風風洞においてHO1B模型を用いた試験を行なった際に提起された問題に対し、その回答を求めるために実施した。その結果、前回以来の疑問とされていた点の原因が明確になった。これによって、今回の風洞試験データの修正法が得られたことになる。

(2)、(3)は直接的にはALFLEX実験機の基礎設計のためのデータを得ることを目的として実施された項目であるが、本実験で求めたデータはさらにHOPE本機を含めた、その後の設計においても有用であると思われる。

(4)、(5)は実験機設計に際して必要となる、機体周りの流れ場で起きている現象の把握のために行なった。今後行なわれる可能性のある、機体周りの流れの数値シミュレーションに対しても、検証用データとしての役割を果たすことができる。

(1)~(5)の試験はいずれも、ほぼ予定通りのデータを収集することができ、今回の風洞試験の目的を達成することができた。

本実験は、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の間で実施されているHOPE共同研究の一環として、行なわれた。用いたALFLEX実験機8.9%模型は宇宙開発事業団の所有になるものである。

なお、ホットフィルムを用いて境界層の状態を調べる試験にあたり、当所空力性能部の高木正平室長から助言指導を受けたほか、必要となる器材の貸与を得た。

文献

1. 廣末健一、北村清美、井上義隆、進藤重美：航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験、航空宇宙技術研究所報告 TR-335(1973)
2. 廣末健一、遠藤 浩：7 風洞による対応風洞試験結果、航空宇宙技術研究所資料 TM-520(1983)
3. 李家賢一、岩崎昭人、藤田敏美、藤枝郭俊：デルタ翼上に生ずる前縁剥離渦の断面内平均流速等の測定、航空宇宙技術研究所報告 TR-1087(1990)

航空宇宙技術研究所報告1215号

平成 5 年 11 月 発行

発 行 所 航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
東京都調布市深大寺東町 7 - 44 - 1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印 刷 所 株 式 会 社 実 業 公 報 社
東京都千代田区九段北 1 - 7 - 8

Printed in Japan