

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

風洞試験による小型飛行船模型の空力特性

奥山 政広, 深尾 隆則, 岩崎 昭人

2012年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

風洞試験による小型飛行船模型の空力特性*

奥山 政広^{*1}, 深尾 隆則^{*2}, 岩崎 昭人^{*3}

Aerodynamic Characteristics of Blimp Models by Wind tunnel Tests^{*}

Masahiro OKUYAMA^{*1}, Takanori FUKAO^{*2} and Akihito IWASAKI^{*3}

Abstract

The aerodynamic characteristics of blimps need to be grasped because of the design of blimps, flight simulations, and flight control design. The hull model of hull length 1 m, various tail models, and gondola models were manufactured as the models for wind tunnel tests. The wind tunnel tests by the models were carried out.

This report shows in the graphs the aerodynamic characteristics data of the blimp models obtained by the wind tunnel tests.

Keywords: Blimp, Model, Tail, Wind Tunnel Test, Aerodynamic Characteristics

概要

小型飛行船の設計や飛行シミュレーションおよび飛行制御則を構築する上で、小型飛行船の空力特性を把握することが求められている。そのため、風洞試験用模型として船体長 1 m の船体模型、種々の尾翼模型、およびゴンドラ模型を製作し、それらを組み合わせた模型により風洞試験を実施して空力特性を取得した。

本報告は、風洞試験で得られた小型飛行船模型の空力特性データを、グラフに整理して提示するものである。

主な記号

l [m] :	模型基準長	S [m ²] :	模型基準面積
F_{XW} :	風軸 X 軸方向力	U [m/s] :	一様流速度
F_{YW} :	風軸 Y 軸方向力	α [deg.] :	迎角
F_{ZW} :	風軸 Z 軸方向力	β [deg.] :	横滑り角
M_{XW} :	風軸 X 軸回りモーメント	δ [deg.] :	舵角
M_{YW} :	風軸 Y 軸回りモーメント	δ_e [deg.] :	昇降舵角
M_{ZW} :	風軸 Z 軸回りモーメント	δ_r [deg.] :	方向舵角
C_{mW} :	縦揺れモーメント係数	ρ [kg/m ³] :	大気密度
C_{nW} :	片揺れモーメント係数		
C_{lW} :	横揺れモーメント係数		
C_{LW} :	揚力係数		
C_{DW} :	抗力係数		
C_{YW} :	横力係数		

* 平成 23 年 11 月 8 日受付 (received 8 November 2011)

*1 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム (Unmanned and Innovative Aircraft Team, Aviation Program Group)

*2 神戸大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Kobe University)

*3 研究開発本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Aerospace Research and Development Directorate)

1. はじめに

災害監視無人機システムの研究開発では、小型飛行船を用いた運用が想定され、小型飛行船の設計や飛行シミュレーションおよび飛行制御則を構築する上で、小型飛行船の空力特性を把握することが求められている。そのため、風洞試験用模型として基準長 1 m の船体模型、種々の尾翼模型、およびゴンドラ模型を製作し、それらを組み合わせた模型により風洞試験を実施し空力特性を取得した。得られた空力特性データは、飛行船の空力特性推算手法^{1),2)}、および飛行制御³⁾に応用されている。

風洞試験は、JAXA 風洞技術開発センターの 2 m×2 m 低速風洞設備を利用し、無人飛行船技術セクションと共同研究先の神戸大学と共に、3 回（2009 年 2～3 月、2010 年 1 月、および 2010 年 12 月）に渡り各 5 日間実施した。

本報告は、風洞試験で得られた小型飛行船模型の空力特性データをグラフで整理し、飛行船空力特性データを提示するものである。

2. 風洞試験

(1) 模型

- ・ 全体

模型は、実験用飛行船である 14 m 船と称する機体の 1/14 相当模型を基礎とし、尾翼の配置形状および種類を変える。風洞内に設置された模型を、図 2-1 に示す。

- ・ 船体単体形状

船体単体の形状は、模型船体長を前後 1: $\sqrt{\kappa}$ に案分した異なる楕円体の断面を持つ回転楕円体形状である。船体の先頭から後方へ位置 x をとり、それに直交させた断面形状の高さ z の座標において、最大径位置 a 、最大径の半径 b 、および全長 l として

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1, \quad 0 \leq x \leq a$$

$$\frac{x^2}{(\sqrt{\kappa}a)^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1, \quad a < x \leq l$$
(2-1)

から、形状 z は

$$z = b \sqrt{1 - \left(\frac{x-a}{a} \right)^2}, \quad 0 \leq x \leq a$$

$$z = b \sqrt{1 - \left(\frac{x-a}{\sqrt{\kappa}a} \right)^2}, \quad a < x \leq l$$
(2-2)

で示される。また、船体の容積 V は

$$l = a + \sqrt{\kappa}a$$

$$V = \frac{2}{3} \pi \left\{ (1 + \sqrt{\kappa})a \right\} (2b) = \frac{4}{3} \pi lb$$
(2-3)

から求められる。

以上の式において、本船体の形状は、 $\kappa=2$ をとる。船体の細長比 $l/(2b)$ は 3.5 であり、模型の基準長さとして、 $l=1$ m とする。

- ・ 胴体

模型胴体は、全長 980mm、胴体幅 286mm、重量約 21kg である。胴体は、前胴、中胴、および後胴の 3 分割から構成されている。材質は、マホガニー材を使用し接続部はアルミ合金板補強が成されている。

- ・ ゴンドラおよび尾翼

ゴンドラ： 水平断面が船体単体断面と同一で、高さが一定、長さが長短の 2 種類がある。材質はマホガニー材で、中央胴体の下面に取り付けるのが基本になる。

平板尾翼： 平板尾翼は、舵面付き平板の形状で 4 枚あり、平板の厚さは 4 mm、材質はアルミ製である。尾



図 2-1 風洞内模型

翼の配置形態は、十字、×字、および逆Y字で、尾翼の設置は、後胴の尾翼配置スロットに金具で固定する。

前方平板尾翼：平板尾翼を用いて、平板尾翼位置よりも前方のスロットに配置する。

LB 尾翼： LB 機（12 m 船）と称する機体で用いる舵面付き尾翼相当の 1/12.4 模型になる。LB 機の船体形状は、14 m 船と異なるため、船体長さ基準だけを 1 m に揃えるため、尾翼模型を 1/12.4 の縮尺とする。

(平板)矩形尾翼： 平板尾翼の安定板部分を矩形にして、面積を増やしている。枚数は、2 枚ある。

円環尾翼： 舵面のない円環の尾翼で、アルミ製である。内直径 208 mm で、翼厚は 4 mm になる。

円錐環尾翼： 円錐環尾翼は、円環尾翼を 14° の角度で絞り円錐状にした形状である。

(2) 試験内容

第 1 回： 平板尾翼を基にして、尾翼配置形状を十字および十字前方位置、また×字、および逆Y字の空力特性を得る。また、円環尾翼の空力特性を取得する。

第 2 回： 長短どちらかのゴンドラ付き船体の空力特性を取得する。尾翼は、十字、×字、および円錐環尾翼を用いる。また、十字形状で水平尾翼 2 枚を矩形尾翼に置き換えた形態を行う。

第 3 回： 短ゴンドラ付き船体で LB 尾翼の十字および×字形態における空力特性の取得と、短ゴンドラ付き旧（平板を指す）尾翼×字形態で、横滑り角を振った空力特性を得る。

(3) 使用風洞と模型支持

使用風洞は、JAXA 風洞技術開発センターの 2m×2m 低速風洞（LWT2）であり、測定部は固定壁カートを用いている。

模型支持は、ロボットアーム支持装置から延びるスティングの先端に内挿天秤が設置され、その内挿天秤を介して模型が取り付けられている。天秤と模型の取り付けは、アルミ合金製の天秤を収納したアダプタと模型に接続したアルミ合金製のフランジにより組み付けられる。

(4) 基本的な試験条件と計測項目

気流条件： 風速 50m/s（一部 35m/s）

模型変角： 迎角 $\alpha = -10^\circ \sim 30^\circ$ （2° 間隔）

横滑り角 $\beta = 0^\circ \sim 30^\circ$ （2° 間隔）

計測項目： 内挿天秤（Z200）による模型 6 分力、模型内キャビティ圧 1 点

(5) 天秤精度

表 2-1 に、使用した内挿天秤の精度を一様流 U による係数精度を含めて表す（基準面積 0.1222 m²，基準長 1 m）。

表 2-1 内挿天秤装置 Z200 の精度（±0.2%）

	Fx[kgf]	Fy[kgf]	Fz[kgf]	Mx[kgfm]	My[kgfm]	Mz[kgfm]
容量 ±	50	200	200	5	20	20
精度 ±	0.1	0.4	0.4	0.01	0.04	0.04

係数精度 ±	CFx	CFy	CFz	CMx	CMy	CMz
U = 50 m/s	0.005	0.02	0.02	0.0005	0.002	0.002
U = 40 m/s	0.008	0.03	0.03	0.0008	0.003	0.003
U = 35 m/s	0.01	0.04	0.04	0.001	0.004	0.004
U = 30 m/s	0.01	0.06	0.06	0.001	0.006	0.006
U = 20 m/s	0.03	0.1	0.1	0.003	0.01	0.01

(6) 試験レイノルズ数とラフネス

試験時の一様流 U に対するレイノルズ数 Re を、1m 基準長で表 2-2 に表す。

表 2-2 試験レイノルズ数

	U = 50 m/s	U = 40 m/s	U = 35 m/s	U = 30 m/s	U = 20 m/s
Re	3.5×10^6	2.8×10^6	2.5×10^6	2.1×10^6	1.4×10^6

ラフネスの貼付は、前胴において、先端から船体長の 10%(100mm)位置に、高さ 0.251mm のラフネステープを使用してディスクラフネスを円周に形成している。3 回実施している試験の内、第 1 回の試験だけは、平板翼 4 枚のそれぞれ両面において、前縁から翼弦長の 10%位置に、高さ 0.152mm のラフネステープを使用してディスクラフネスを直線的に形成し、円環翼の外内面も同じ条件で、ディスクラフネスを円周に形成した。

3. データ処理

(1) 表 3-1 にデータ処理で用いる基準量を示す。

表 3-1 基準量

項目	記号	基準量	備考
基準面積	S	0.1222 m ²	船体体積 0.04274 m ³ の 2/3 乗
基準長	<i>l</i>	1 m	船体長
モーメント基準点 (船体体積中心)	x _{ref}	胴体先頭から 0.487 m	・天秤モーメント中心は胴体先頭から 0.737 m 位置 ・モーメント基準点は天秤モーメント中心より前方へ 0.25 m
	y _{ref}	0 m	
	z _{ref}	0 m	
船体体積		0.04274 m ³	
船体表面積		0.7286 m ²	
船体体積長さ		0.3496 m	船体体積 0.04274 m ³ の 1/3 乗
項目	記号	基準量	備考
胴体	長さ	0.980 m	
	最大直径	0.286 m	細長比 3.5 (対基準長 1 m)
	後部断面面積	0.0043 m ²	切断断面 φ 0.074m
	後部断面穴面積	0.0036 m ²	ステイング用穴 φ 0.068m
平板尾翼	尾翼基準面積	0.0386 m ²	縁延長胴体部分面積を含む
	尾翼面積	0.0079 m ²	胴体から外の部分で舵面を含む 1 枚当りの面積
	モーメント長	0.345 m	モーメント基準点から空力平均翼弦 25%位置までの長さ
前方平板尾翼	尾翼基準面積	0.0482 m ²	
	尾翼面積	0.0085 m ²	
	モーメント長	0.225 m	
平板尾翼の舵面面積		0.0023 m ²	1 枚当たり
円環尾翼	円環基準面積	0.0157 m ²	円環二重投影面積 (平均 φ 0.212m, 弦長 0.037m)
	支持板面積	0.002 m ²	1 枚当たり
	モーメント長	0.432 m	円環部弦長 25%位置
矩形尾翼	尾翼基準面積	0.023 m ²	縁延長胴体部分面積を含む
	尾翼面積	0.0092 m ²	胴体から外の部分で舵面を含む 1 枚当りの面積
	モーメント長	0.336 m	モーメント基準点から空力平均翼弦 25%位置までの長さ
矩形尾翼の舵面面積		0.0023 m ²	1 枚当たり
円錐環尾翼	円錐環基準面積	0.0157 m ²	円錐環二重投影面積 (平均 φ 0.2024m, (弦長 0.04m) × cos14° = 0.0388m)
	支持板面積	0.002 m ²	1 枚当たり
	モーメント長	0.437 m	円錐環部弦長 25%投影位置
LB尾翼	尾翼基準面積	0.0553 m ²	縁延長胴体部分面積を含む
	尾翼面積	0.0077 m ²	胴体から外の部分で舵面を含む 1 枚当りの面積
	モーメント長	0.315 m	モーメント基準点から空力平均翼弦 25%位置までの長さ
LB尾翼の舵面面積		0.0043 m ²	1 枚当たり
短ゴンドラ	長さ	90 mm	平面形状は長さを 1:√2 に案分する 2 種類の楕円 角は R5
	幅	30 mm	
	高さ	30 mm	
長ゴンドラ	長さ	120 mm	平面形状は長さを 1:√2 に案分する 2 種類の楕円 角は R5
	幅	30 mm	
	高さ	30 mm	

(2) 力およびモーメントの係数化は、次のように施す。一様流速度 U 、大気密度 ρ として、モーメント係数の基準長さは、式(3-2)のようにいずれも l とする。

$$C_{LW} = \frac{-F_{ZW}}{\frac{1}{2}\rho U^2 S}, \quad C_{DW} = \frac{-F_{XW}}{\frac{1}{2}\rho U^2 S}, \quad C_{YW} = \frac{F_{YW}}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (3-1)$$

$$C_{mW} = \frac{M_{YW}}{\frac{1}{2}\rho U^2 Sl}, \quad C_{nW} = \frac{M_{ZW}}{\frac{1}{2}\rho U^2 Sl}, \quad C_{\lambda W} = \frac{M_{XW}}{\frac{1}{2}\rho U^2 Sl} \quad (3-2)$$

(3) 座標系と記号を、図 3-1 に示す。記号の添え字 B が気体軸であり、W が風軸を示す。

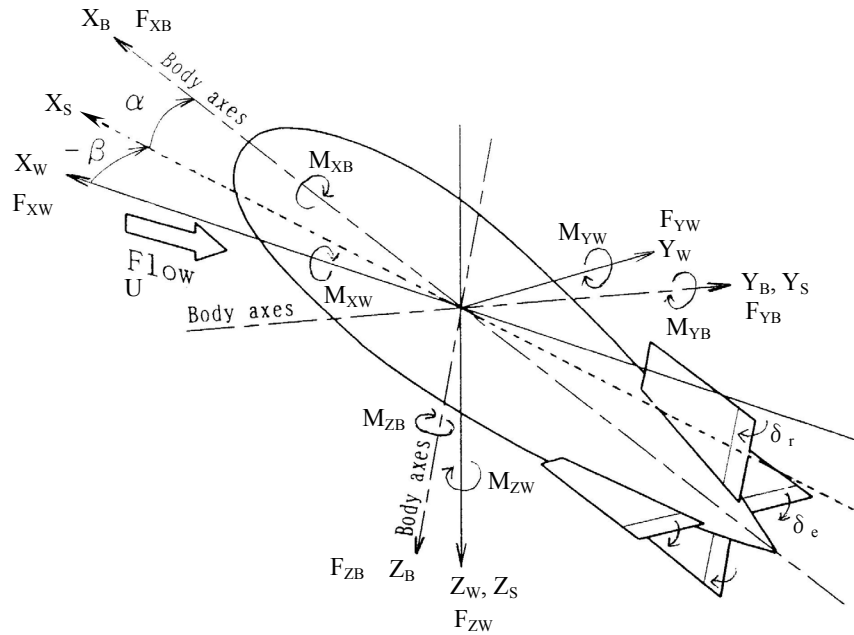
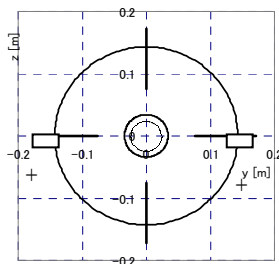
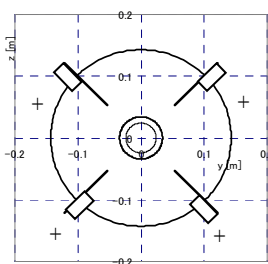


図 3-1 座標系と記号

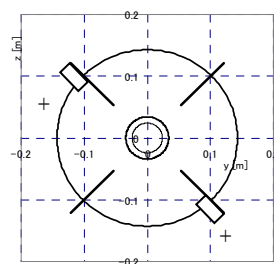
(4) 尾翼の操舵面と舵角向きを、図 3-2 に示す。尾翼舵面の舵角向きは、機体軸系のモーメント向きと同じにする。尾翼が傾いている場合には、その舵面を昇降舵あるいは方向舵のどちらで使用するかににより、それぞれの舵角向きの正に従う。



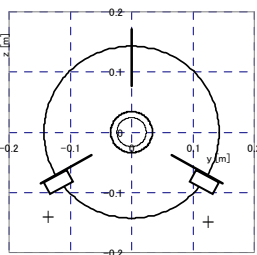
十字尾翼 昇降舵効き



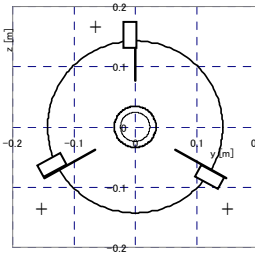
×字尾翼 昇降舵効き



×字尾翼 複合舵効き



逆Y字尾翼 昇降舵効き



逆Y字尾翼 方向舵効き

図 3-2 舵角向き（後ろから見る）

4. 試験結果データの扱い

(1) 抗力係数と特性差分データ

風洞試験では、模型船体表面上の境界層を乱流境界層でかつ安定な気流状態にするため、前胴にラフネスを周状に張り付け、強制的に境界層遷移させている。それゆえ、船体の抗力係数を構成している摩擦抗力成分の係数が想定実機船体のそれと合わず、抗力係数データの零揚力抗力係数値は、本試験において得られた参考値である。そのため、船体単体の零揚力抗力係数は、別途実機相当の抗力係数推算⁴⁾で求める。

なお、船体模型を後方からスティングで支持している部分と、実機相当の船体後部での乱流境界層剥離部分が同程度と見られるから、抗力係数を構成しているもう一方の圧力抗力成分になる形状抗力の係数では、実機相当との差が小さいと考える。

空力特性データの利用においては、例えば尾翼特性を得るために、尾翼有りの特性データから尾翼無しの特性データを差し引いた差分データを、算出する。差分の特性データは、絶対値データではなく相対値データを用いるので、有り無しデータの両方に含まれる誤差部分が除かれ、さらに測定天秤の系統誤差を軽減させる。

(2) 尾翼特性における変換

例えば風洞試験で測定した LB 尾翼は、14m 船の 1/14 模型の胴体へ、同じ尾翼位置で LB 尾翼を設置している。それゆえ、舵角が 0 である尾翼特性から得られる特性 C_T として $C_T[\{\Delta C_D, \Delta C_L, \Delta C_Y, \Delta C_m, \Delta C_b, \Delta C_n\}]$ を、LB 尾翼特性へ変換する必要がある。

記号として、モーメント長 l_m (船体体積中心と尾翼 25%MAC 間の距離)、基準長 l 、尾翼基準面積 S_T 、基準面積 S とし、元の量に添え字 1 を、変換する量に添え字 2 を付ける。($l_m S_T$) を尾翼容積、($l_m S_T$)/($l S$) を尾翼容積比、および (S_T/S) を尾翼面積比とする。これにより、差分空力係数の変換は、次式のようになる。

$$\Delta C_{m,2} = \Delta C_{m,1} \frac{\frac{l_{m,2} S_{T,2}}{l_2 S_2}}{\frac{l_{m,1} S_{T,1}}{l_1 S_1}} = \Delta C_{m,1} \frac{l_1 S_1}{l_2 S_2} \frac{l_{m,2} S_{T,2}}{l_{m,1} S_{T,1}}, \quad \Delta C_l, \Delta C_n \quad (4-1)$$

$$\Delta C_{L,2} = \Delta C_{L,1} \frac{\frac{S_{T,2}}{S_2}}{\frac{S_{T,1}}{S_1}} = \Delta C_{L,1} \frac{S_1}{S_2} \frac{S_{T,2}}{S_{T,1}}, \quad \Delta C_D, \Delta C_Y \quad (4-2)$$

表 4-1 には、模型と機体の基準値を表し、上式によって模型容積・面積比に対する機体の容積・面積比である変換係数を計算して示してある。なお、それぞれの尾翼形態は、40'Galaxy が×字尾翼で、他は十字尾翼になる。

表 4-1 各船体の変換係数

	14 船模型 (1/14)	14m 船	40'Galaxy (神戸大)	LB 機尾翼 (1/12.4) 模型	LB 機	LB05 機
基準長 l [m]	1	14	12.2	1	12.2(実測)	12.9
細長比 n	3.5	3.5	4	3.5	≈3.4	≈3.6
基準面積 S [m ²]	0.1222	24	15.2279	0.1222	19.5(実測計算)	20.2
モーメント長 l_m [m]	0.345	4.83	4.864	0.315	4.26	4.52
尾翼基準面積 S_{T1} [m ²]	0.0386	7.57	4.9513	0.0553	8.51	8.51
尾翼容積 $S_T l_m$ [m ³]	0.0133	36.6	24.0831	0.0174	36.3	38.5
尾翼容積比 ($S_T l_m$)/($l S$)	0.109	0.109	0.130	0.143	0.152	0.148
尾翼面積比 S_T/S	0.316	0.316	0.325	0.453	0.436	0.421
変換容積比係数		1	1.193		1.06	1.04
変換面積比係数		1	1.029		0.96	0.93
舵面面積 $S_{e,r}$ [m ²]	0.0023	0.45		0.0043	0.66	0.66
舵面面積比 $S_{e,r}/S$	0.019	0.019		0.035	0.035	0.035
変換舵面面積比係数		1			1	1

5. 第1回試験結果

第1回試験における模型概要図を図5-1に、尾翼形態を図5-2に示す。表5-1には、試験の実施ケース表を示す。主要な結果の空力特性グラフは、図5-3から図5-25に示している。

- 図5-3, 5-4: 船体単体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図5-5, 5-6: 十字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図5-7: 十字尾翼つき船体の舵角をパラメータにした C_{LW} , $C_{mW} \sim \alpha$ 特性
- 図5-8: 十字尾翼つき船体の舵角をパラメータにした $C_{DW} \sim \alpha$ 特性
- 図5-9, 5-10: ×字尾翼つき船体の複合舵角をパラメータにした迎角特性
- 図5-11, 5-12: ×字尾翼つき船体の昇降舵角をパラメータにした迎角特性
- 図5-13, 5-14: 逆Y字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図5-15: 逆Y字尾翼つき船体の昇降舵角をパラメータにした迎角特性
- 図5-16: 逆Y字尾翼つき船体の迎角をパラメータにした C_{DW} , C_{LW} , $C_{mW} \sim \beta$ 特性
- 図5-17: 逆Y字尾翼つき船体の迎角をパラメータにした C_{YW} , C_{lW} , $C_{nW} \sim \beta$ 特性
- 図5-18: 逆Y字尾翼つき船体の昇降舵角をパラメータにした C_{YW} , C_{lW} , $C_{nW} \sim \beta$ 特性
- 図5-19, 5-20: 十字尾翼前方つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図5-21: 十字尾翼前方つき船体の昇降舵角をパラメータにした C_{DW} , C_{LW} , $C_{mW} \sim \alpha$ 特性
- 図5-22, 5-23: 円環尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図5-24: 尾翼有り無しの差分から得た十・×・逆Y字尾翼特性での ΔC_{DW} , ΔC_{LW} , $\Delta C_{mW} \sim \alpha$ 比較
- 図5-25: 尾翼有り無しの差分から得た十字・十字前方尾翼特性での ΔC_{DW} , ΔC_{LW} , $\Delta C_{mW} \sim \alpha$ 比較

6. 第2回試験結果

第2回試験における模型概要図を図6-1に、尾翼形態を図6-2に示す。表6-1には、試験の実施ケース表を示す。主要な結果の空力特性グラフは、図6-3から図6-32に示している。

- 図6-3, 6-4: 船体単体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-5, 6-6: 短ゴンドラ下面つき船体での横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-7, 6-8: 短ゴンドラ上面つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-9, 6-10: 長ゴンドラ下面つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-11, 6-12: 長ゴンドラ上面つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-13, 6-14: 十字矩形尾翼・通常尾翼の迎角特性比較
- 図6-15, 6-16: 十字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-17, 6-18: 短ゴンドラ下面, 十字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-19: 短ゴンドラ下面, 十字尾翼つき船体の舵角をパラメータにした C_{LW} , $C_{mW} \sim \alpha$ 特性
- 図6-20: 短ゴンドラ下面, 十字尾翼つき船体の舵角をパラメータにした $C_{DW} \sim \alpha$ 特性
- 図6-21, 6-22: 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-23: 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体の舵角をパラメータにした C_{LW} , $C_{mW} \sim \alpha$ 特性
- 図6-24: 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体の舵角をパラメータにした $C_{DW} \sim \alpha$ 特性
- 図6-25, 6-26: ×字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-27, 6-28: 短ゴンドラ上面, ×字尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-29, 6-30: 円錐環尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性
- 図6-31, 6-32: 短ゴンドラ下面, 円錐環尾翼つき船体の横滑り角をパラメータにした迎角特性

7. 第3回試験結果

第3回試験における模型概要図を図7-1に、尾翼形態を図7-2に示す。表7-1には、試験の実施ケース表を示す。主要な結果の空力特性グラフは、図7-3から図7-26に示している。

- 図7-3: 短ゴンドラ付き胴体のLB十字尾翼で、昇降舵角をパラメータにした C_{LW} , $C_{mW} \sim \alpha$ 特性
- 図7-4: 短ゴンドラ付き胴体のLB十字尾翼で、昇降舵角をパラメータにした $C_{DW} \sim \alpha$ 特性
- 図7-5, 7-6: 短ゴンドラ付き胴体の尾翼なしで、迎角変化に対する特性
- 図7-7, 7-8: 短ゴンドラ付き胴体の尾翼なしで、横滑り角変化に対する特性
- 図7-9: 短ゴンドラ付き胴体の旧×字尾翼で、方向舵角をパラメータにした C_{DW} , $C_{LW} \sim \beta$ 特性
- 図7-10: 短ゴンドラ付き胴体の旧×字尾翼で、方向舵角をパラメータにした C_{YW} , $C_{nW} \sim \beta$ 特性
- 図7-11, 7-12: 短ゴンドラ付き胴体のLB十字尾翼において、昇降舵角0度での迎角特性
- 図7-13, 7-14: 短ゴンドラ付き胴体のLB十字尾翼において、昇降舵角12度での迎角特性
- 図7-15, 7-16: 短ゴンドラ付き胴体のLB十字尾翼において、昇降舵角23度での迎角特性

- 図 7-17, 7-18 : 短ゴンドラ付き胴体の L B 十字尾翼において, 昇降舵角 34 度での迎角特性
図 7-19, 7-20 : 短ゴンドラ付き胴体の L B 十字尾翼において, 昇降舵角-10 度での迎角特性
図 7-21, 7-22 : 短ゴンドラ付き胴体の L B 十字尾翼において, 昇降舵角-22 度での迎角特性
図 7-23, 7-24 : 短ゴンドラ付き胴体の L B 十字尾翼において, 昇降舵角-33 度での迎角特性
図 7-25, 7-26 : 短ゴンドラ付き胴体の L B × 字尾翼での迎角特性

8. まとめ

災害監視に用いられる無人小型飛行船の空力特性を得るため, 1 つの船体胴体模型を基にして既存の尾翼模型だけでなく数種類の尾翼と形態の尾翼模型を組み合わせ, 風洞試験を実施した. これにより飛行船尾翼の空力特性や尾翼の空力的取り扱いが明確になった.

謝辞

風洞試験では, 掛川晋司 (第 1 回, 神戸大学院生) さん, 佐伯一夢 (第 1~3 回, 神戸大学院生) さん, および勝田雄大 (第 2・3 回, 神戸大学学生・院生) さんが中心になって進めた. また, 風洞技術開発センター低速風洞セクションの方々からは, 風洞設備の利用やディスクラフネスの提供を受けている. 模型胴体とゴンドラは, 納谷理憲 (風洞技術開発センター工作課) さんが木工製作した. 模型の製作図面や尾翼類の金属加工は, みづほ製作所が行った. 神戸大学側にかかった負担は, (財)セコム科学技術振興財団の助成により賄われている. 以上の方々には, ここに謝意を表す.

参考文献

- 1) 掛川晋司, 深尾隆則, 奥山政広: 任意尾翼形状を持つ飛行船の定常空気力推算手法の構築と検証, 第 47 回飛行機シンポジウム講演集 3A2, 2009.
- 2) Kakegawa,S., Fukao,T. and Okuyama,M.: Aerodynamic Characteristics of an Airship with the Cruciform, X, and Inverted-Y Fins – a Wind Tunnel Experiment and Estimation, 23th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2009.
- 3) 佐伯一夢, 勝田雄大, 深尾隆則, 河野敬, 奥山政広: 空力特性を考慮した屋外型飛行船ロボットの飛行制御, 第 48 回飛行機シンポジウム講演集 2B3, 2010.
- 4) 奥山政広, 松本崇: 飛行試験による定点滞空飛行試験飛行船の抗力係数推算, 日本航空宇宙学会論文集, 第 55 巻 第 640 号, 2007.

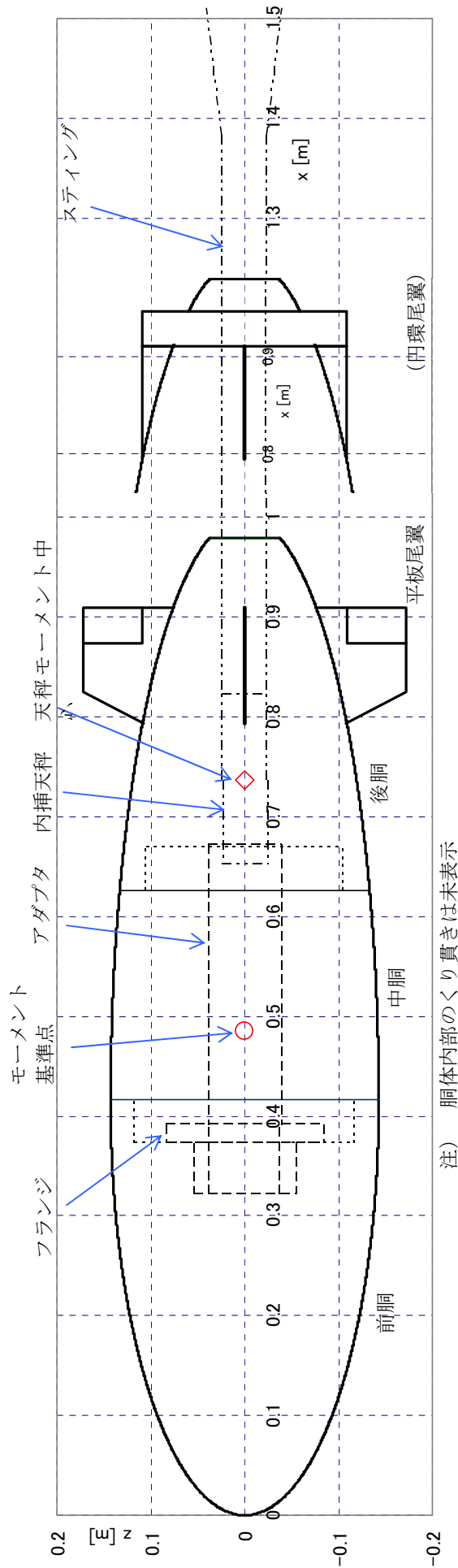


図 5-1 全体組立て模型概要図

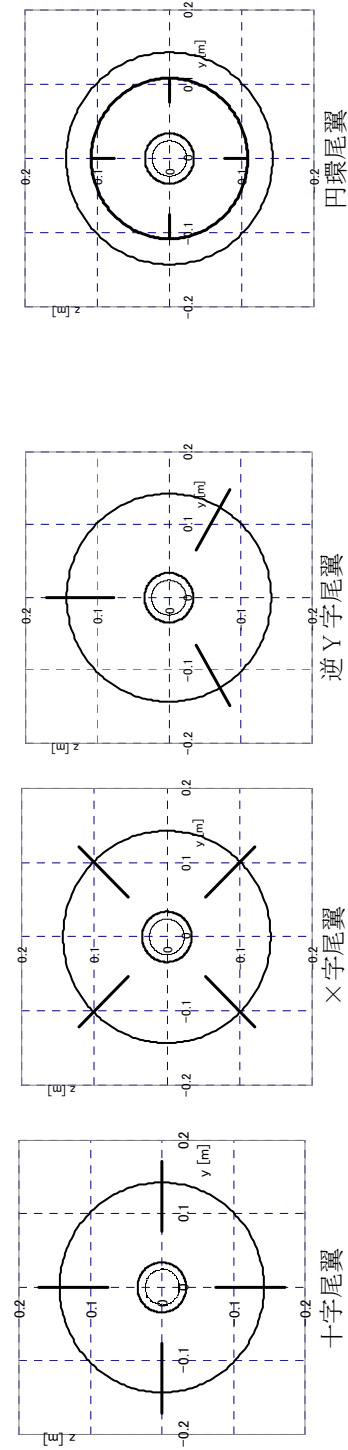


図 5-2 尾翼形態 (後ろから見る)

／十字尾翼形態は円周 90° 間隔の 4 枚尾翼／×字尾翼形態は十字尾翼形態の胴体を 45° 回転／逆 Y 字尾翼形態は 120° 間隔の 3 枚尾翼の配置で位置と尾翼 1 枚の露出面積は十字尾翼と同じ／十字尾翼を約 1 翼根弦長前方位置へ配置し尾翼 1 枚の露出面積が増加／円環尾翼形態の支持板は十字尾翼の位置と同じ／

表 5-1 第 1 回試験の実施ケース表

Run No.	試験項目	ラフネス	尾翼種類	舵角 [deg]	風速 [m/s]	α [deg] $^{(*)}$ *	β [deg] $^{(*)}$ *
1	尾翼なし	ON	なし	なし	50	-10(2)30	0
2	尾翼なし	ON	なし	なし	50	-10(2)30	10
3	尾翼なし	ON	なし	なし	50	-10(2)30	20
45	尾翼なし, ラフネス胴体 OFF	OFF	なし	なし	50	-10(2)30	0
46	尾翼なし, ラフネス胴体 OFF	OFF	なし	なし	20(10)50	0	0
4	十字尾翼	ON	十字	0	50	-10(2)30	0
5	十字尾翼	ON	十字	0	50	-10(2)30	10
6	十字尾翼	ON	十字	0	50	-10(2)30	20
7	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	30	50	-10(2)30	0
8	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	-30	50	-10(2)30	0
9	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	20	50	-10(2)30	0
10	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	-20	50	-10(2)30	0
11	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	10	50	-10(2)30	0
12	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	-10	50	-10(2)30	0
30	十字尾翼 昇降舵効き (テープ貼)	ON	十字	30	50	-10(2)30	0
31	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	30	50	-10(2)30	20
32	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	20	50	-10(2)30	20
33	十字尾翼 昇降舵効き	ON	十字	10	50	-10(2)30	20
34	十字尾翼 (高迎角)	ON	十字	0	50	-10(2)40	0
26	十字尾翼前方	ON	十字, 前方	0	50	-10(2)30	0
27	十字尾翼前方	ON	十字, 前方	0	50	-10(2)30	20
28	十字尾翼前方 昇降舵効き	ON	十字, 前方	30	50	-10(2)30	0
29	十字尾翼前方 昇降舵効き	ON	十字, 前方	10	50	-10(2)30	0
13	X 字尾翼 (高迎角)	ON	X 字	0	50	-10(2)40	0
14	X 字尾翼	ON	X 字	0	50	-10(2)30	20
15	X 字尾翼 昇降舵効き	ON	X 字	30	50	-10(2)30	0
35	X 字尾翼 複合舵効き	ON	X 字	30	50	-10(2)30	0
36	X 字尾翼 昇降舵効き	ON	X 字	30	50	-10(2)30	20
37	X 字尾翼 昇降舵効き	ON	X 字	10	50	-10(2)30	0
38	X 字尾翼 昇降舵効き	ON	X 字	10	50	-10(2)30	20
39	X 字尾翼 風速	ON	X 字	0	20(10)50	0	0
40	X 字尾翼 風速, ラフネス尾翼 OFF	OFF 尾翼	X 字	0	20(10)50	0	0
41	X 字尾翼 風速, ラフネス全て OFF	OFF	X 字	0	50	-10(2)30	0
42	X 字尾翼 風速変化	OFF	X 字	0	40	-10(2)30	0
43	X 字尾翼 風速変化	OFF	X 字	0	30	-10(2)30	0
44	X 字尾翼 風速変化	OFF	X 字	0	20	-10(2)30	0
16	逆 Y 字尾翼	ON	逆 Y	0	50	-10(2)30	0
17	逆 Y 字尾翼	ON	逆 Y	0	50	-10(2)30	20
18	逆 Y 字尾翼 昇降舵効き	ON	逆 Y	30	50	-10(2)30	0
19	逆 Y 字尾翼 昇降舵効き	ON	逆 Y	10	50	-10(2)30	0
20	逆 Y 字尾翼	ON	逆 Y	0	50	0	0(2)30
21	逆 Y 字尾翼	ON	逆 Y	0	50	20	0(2)30
22	逆 Y 字尾翼 方向舵効き	ON	逆 Y	30	50	0	0(2)30
23	逆 Y 字尾翼 方向舵効き	ON	逆 Y	10	50	0	0(2)30
24	逆 Y 字尾翼 昇降舵効き	ON	逆 Y	10	50	-10(2)30	20
25	逆 Y 字尾翼 昇降舵効き	ON	逆 Y	30	50	-10(2)30	20
Run No.	試験項目	ラフネス	尾翼種類	舵角 [deg]	風速 [m/s]	α [deg] $^{(*)}$ *	β [deg] $^{(*)}$ *
47	円環尾翼	ON	円環	なし	50	-10(2)30	0
48	円環尾翼	ON	円環	なし	20(10)50	0	0
49	円環尾翼	ON	円環	なし	50	-10(2)30	10
50	円環尾翼	ON	円環	なし	50	-10(2)30	20
51	円環尾翼	尾翼 OFF	円環	なし	50	-10(2)30	0
52	円環尾翼	OFF	円環	なし	50	-10(2)30	0

Run No.1 2 3

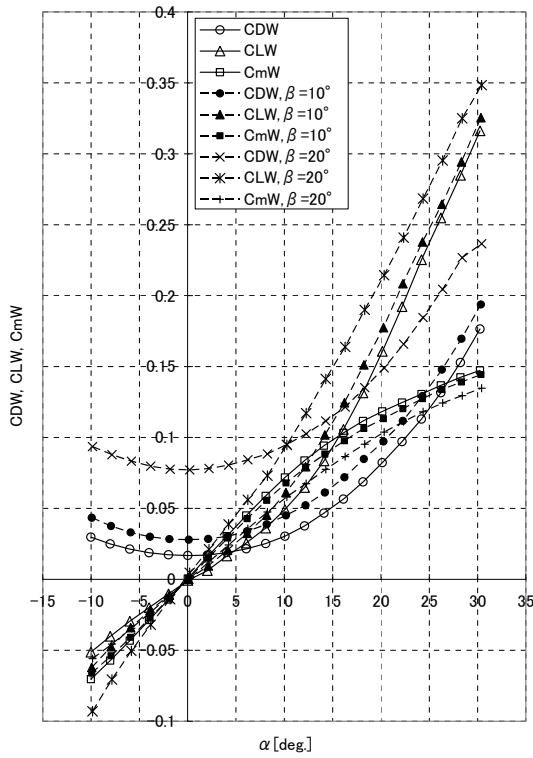


図 5-3 尾翼なし (縦 3 分力)

Run No.1 2 3

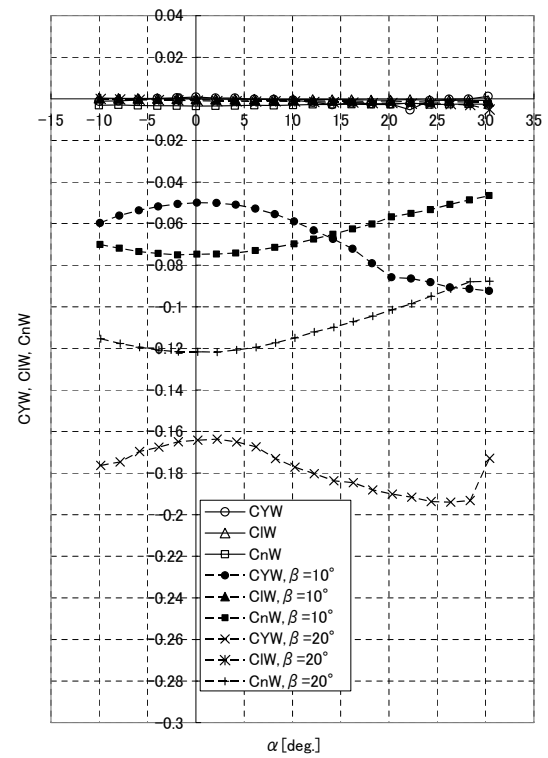


図 5-4 尾翼なし (横 3 分力)

Run No.4 5 6
十字尾翼

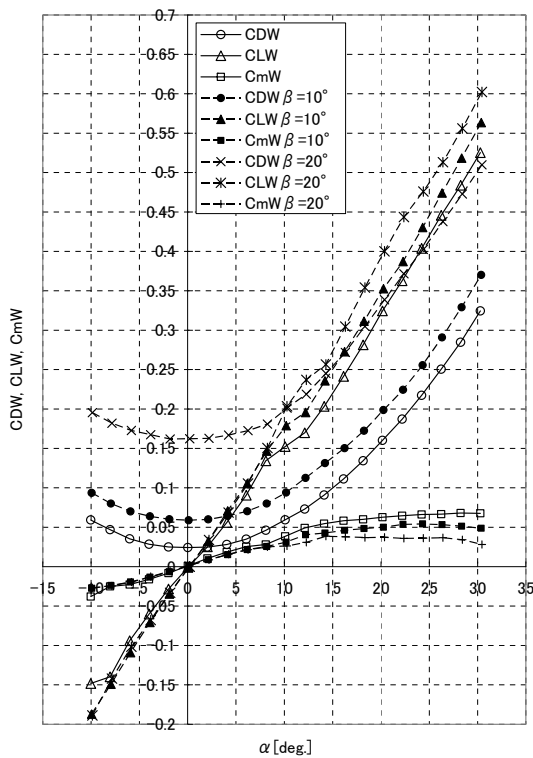


図 5-5 十字尾翼 (縦 3 分力)

Run No.4 5 6

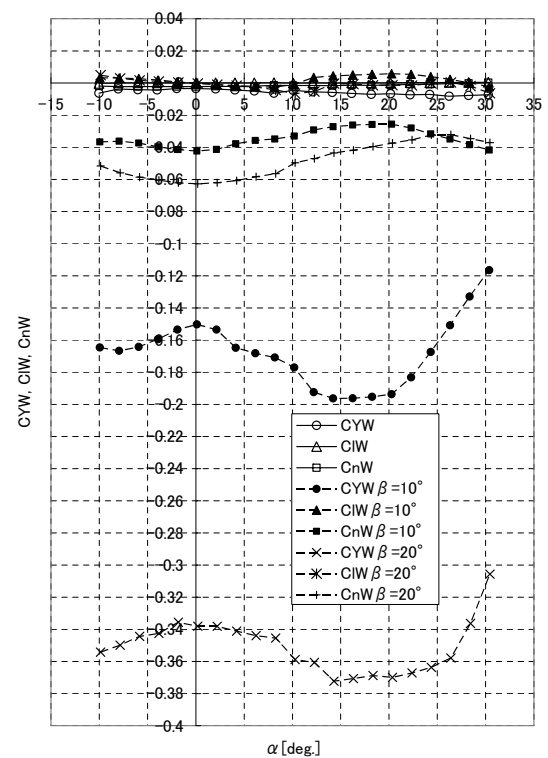


図 5-6 十字尾翼 (横 3 分力)

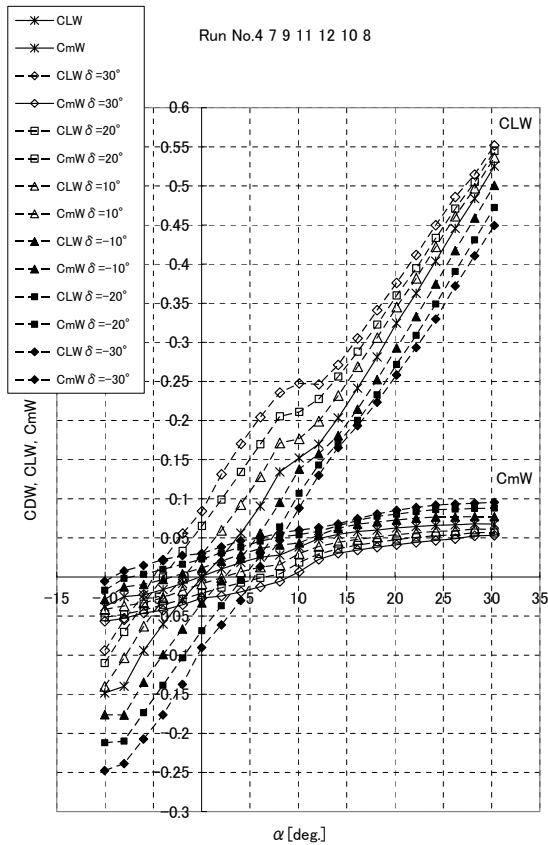


図 5-7 十字尾翼（揚力，縦揺れ）

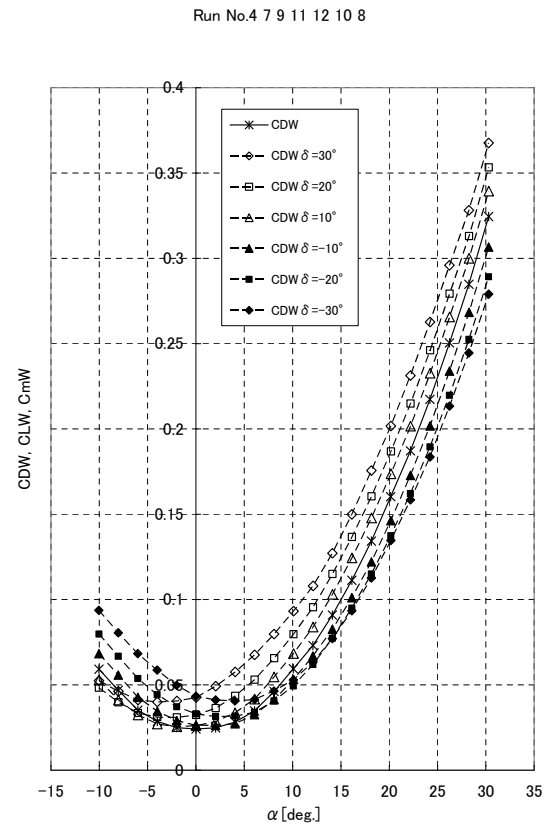


図 5-8 十字尾翼（抗力）

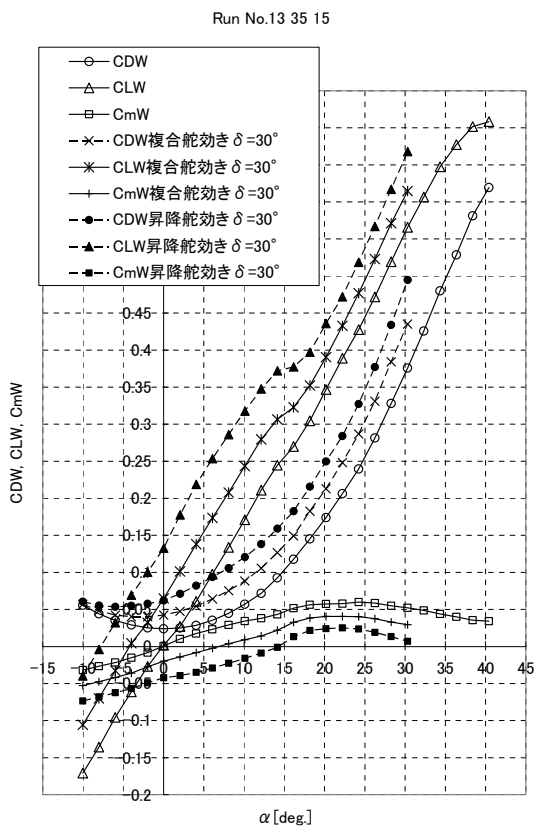


図 5-9 X字尾翼（縦3分力）

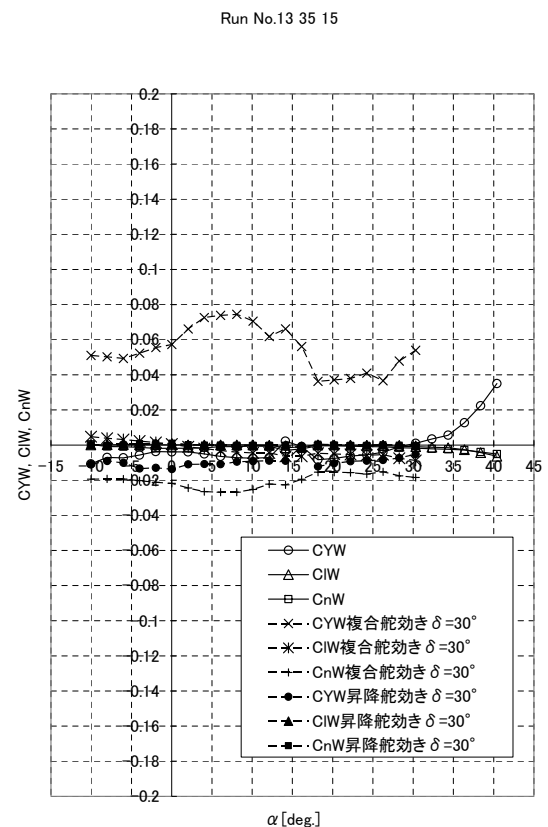


図 5-10 X字尾翼（横3分力）

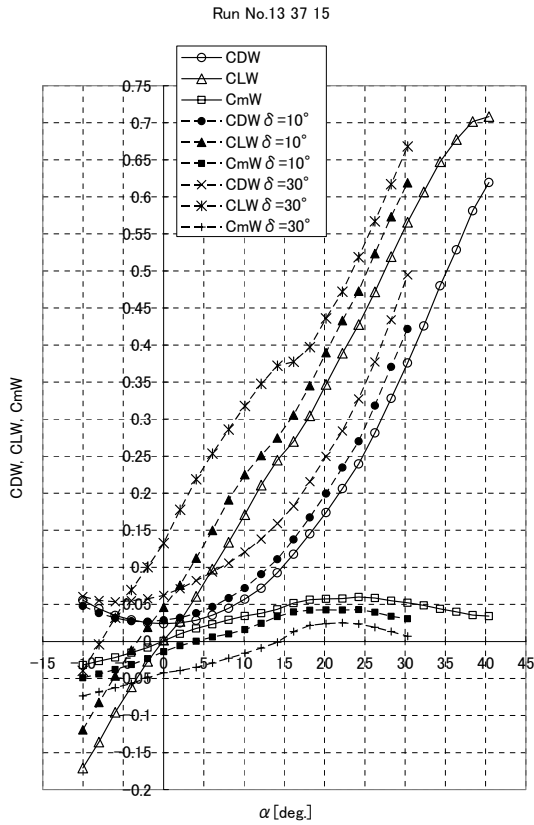


図 5-11 X 字尾翼 (縦 3 分力)

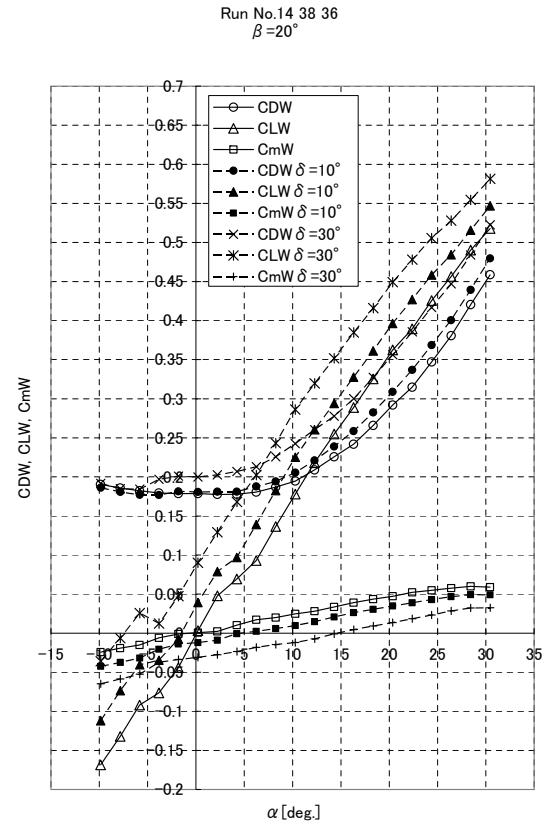


図 5-12 X 字尾翼 (縦 3 分力)

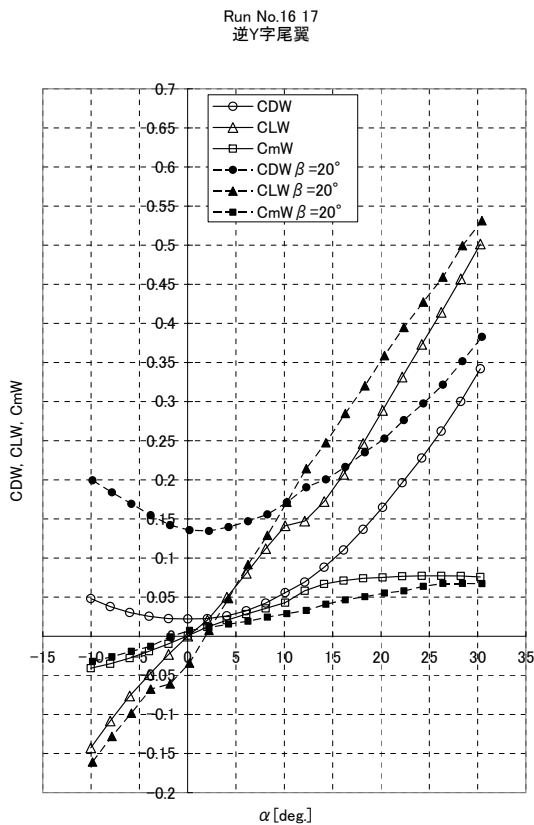


図 5-13 逆 Y 字尾翼 (縦 3 分力)

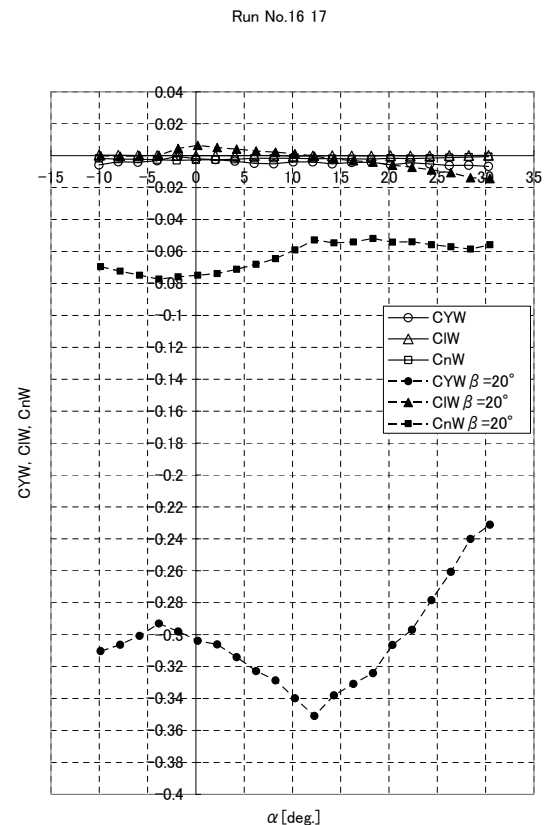


図 5-14 逆 Y 字尾翼 (横 3 分力)

Run No.16 19 18

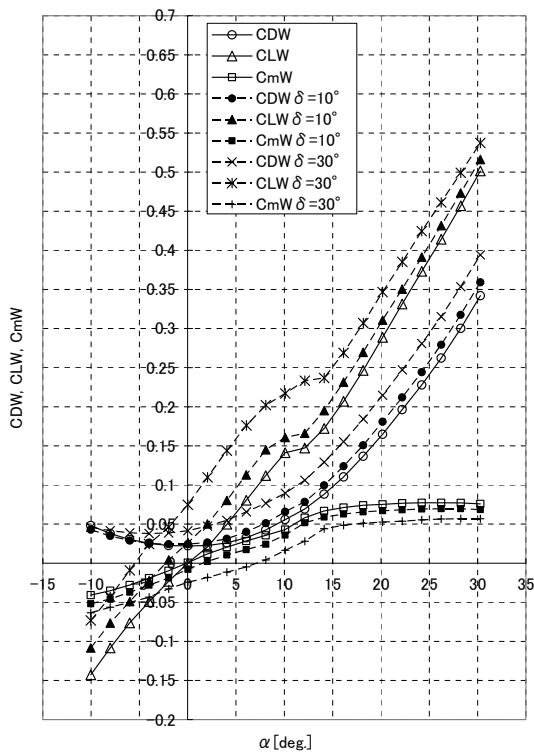


図 5-15 逆 Y 字尾翼 (縦 3 分力)

Run No.20 21

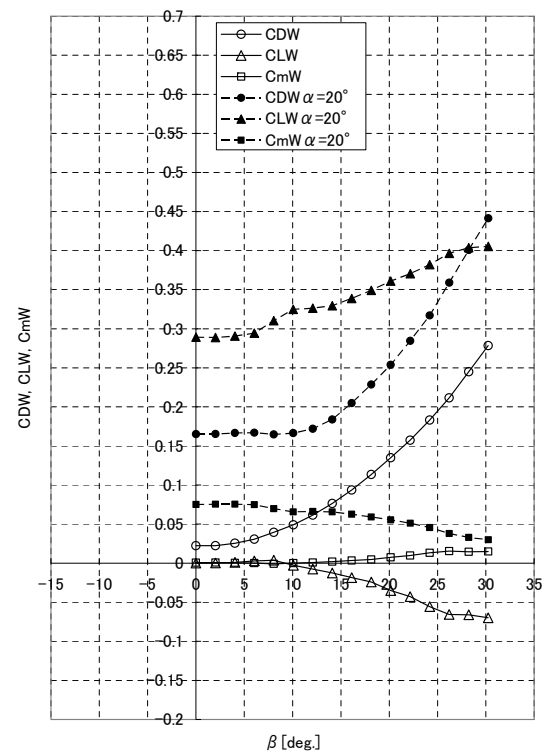


図 5-16 逆 Y 字尾翼 (横滑り角縦 3 分力)

Run No.20 21

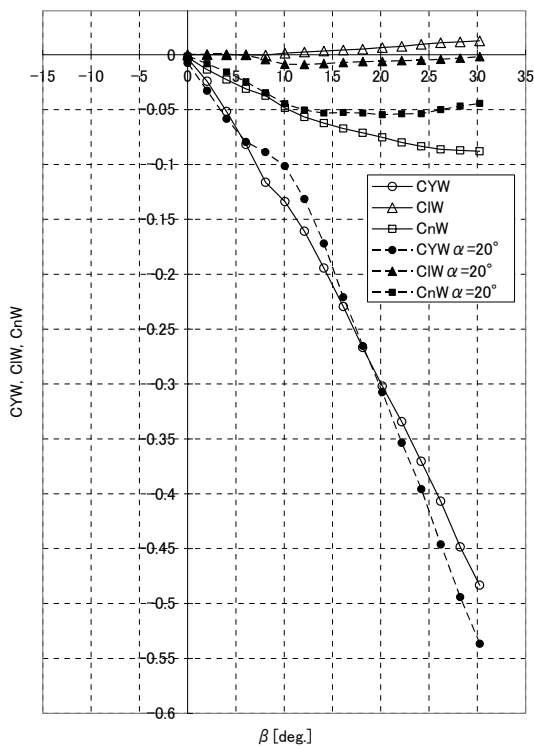


図 5-17 逆 Y 字尾翼 (横滑り角横 3 分力)

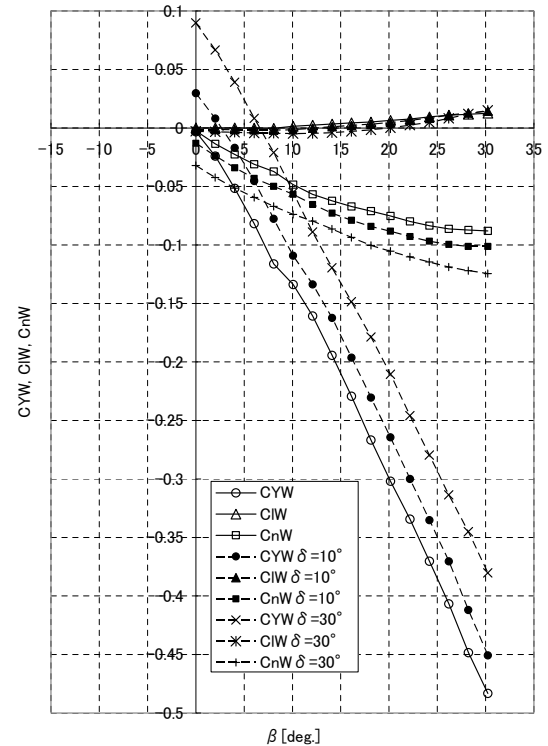
Run No.20 23 22
 $\alpha = 0^\circ$ 

図 5-18 逆 Y 字尾翼 (横滑り角横 3 分力)

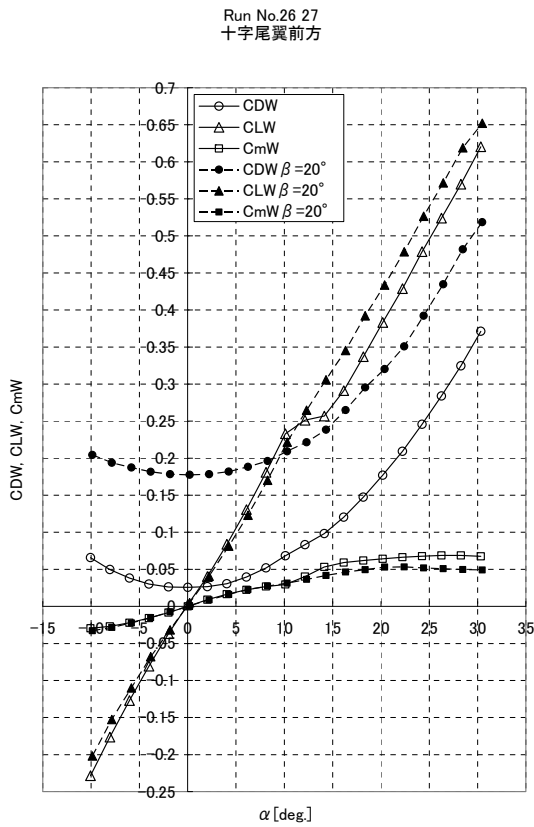


図 5-19 十字尾翼前方 (縦 3 分力)

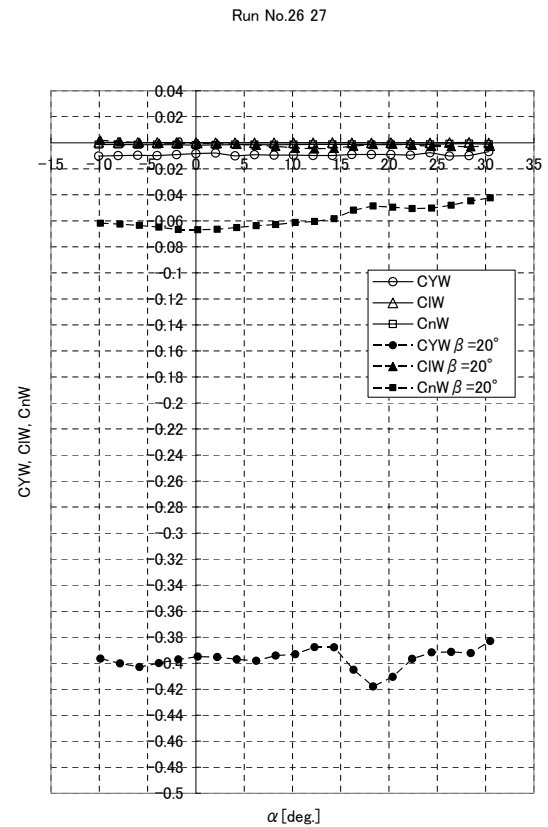


図 5-20 十字尾翼前方 (横 3 分力)

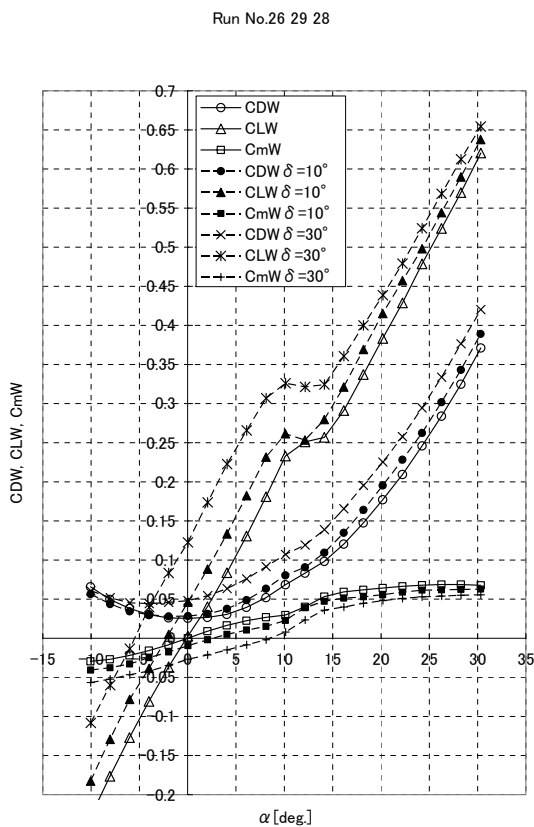


図 5-21 十字尾翼前方 (縦 3 分力)

Run No.47 49 50

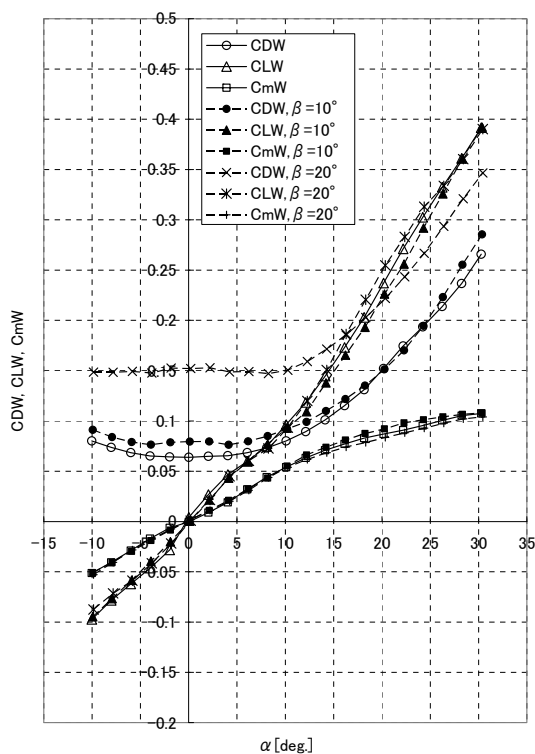


図 5-22 円環尾翼 (縦 3 分力)

Run No.47 49 50

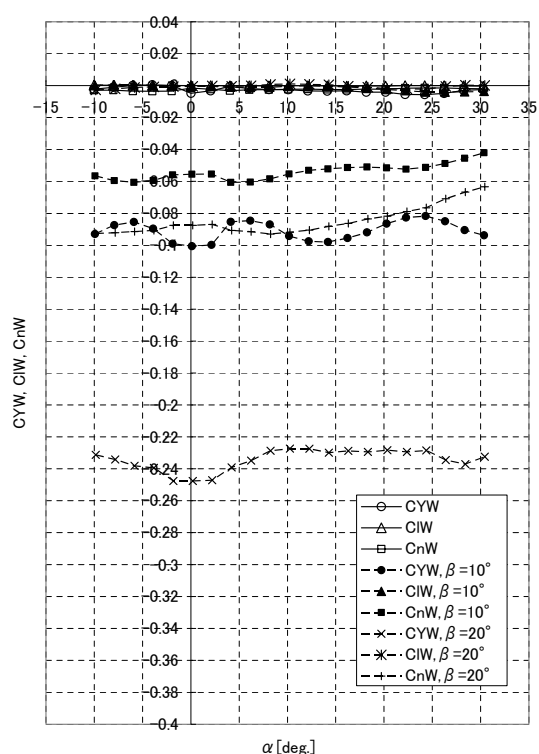


図 5-23 円環尾翼 (横 3 分力)

Run No.4 13 16

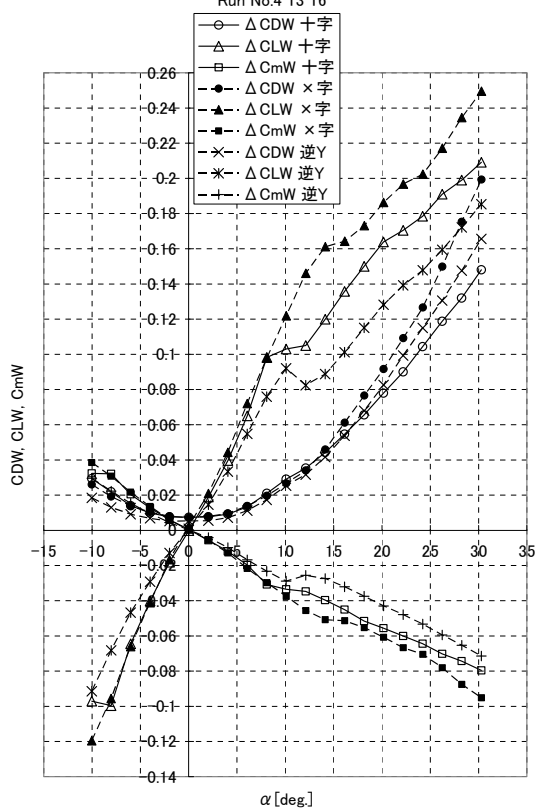


図 5-24 十・X・逆 Y 字尾翼 (尾翼有無差縦 3 分力)

Run No.4 26

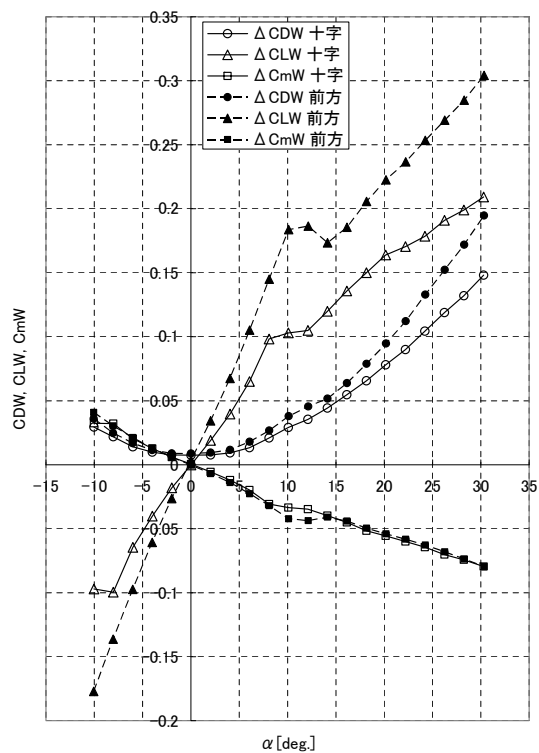


図 5-25 十字・十字前方尾翼 (尾翼有無差縦 3 分力)

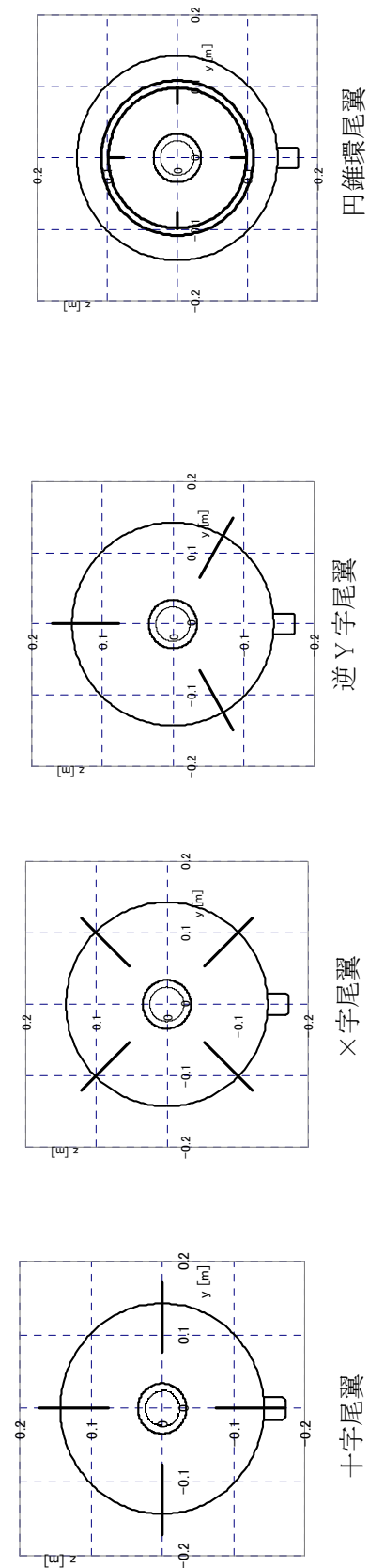
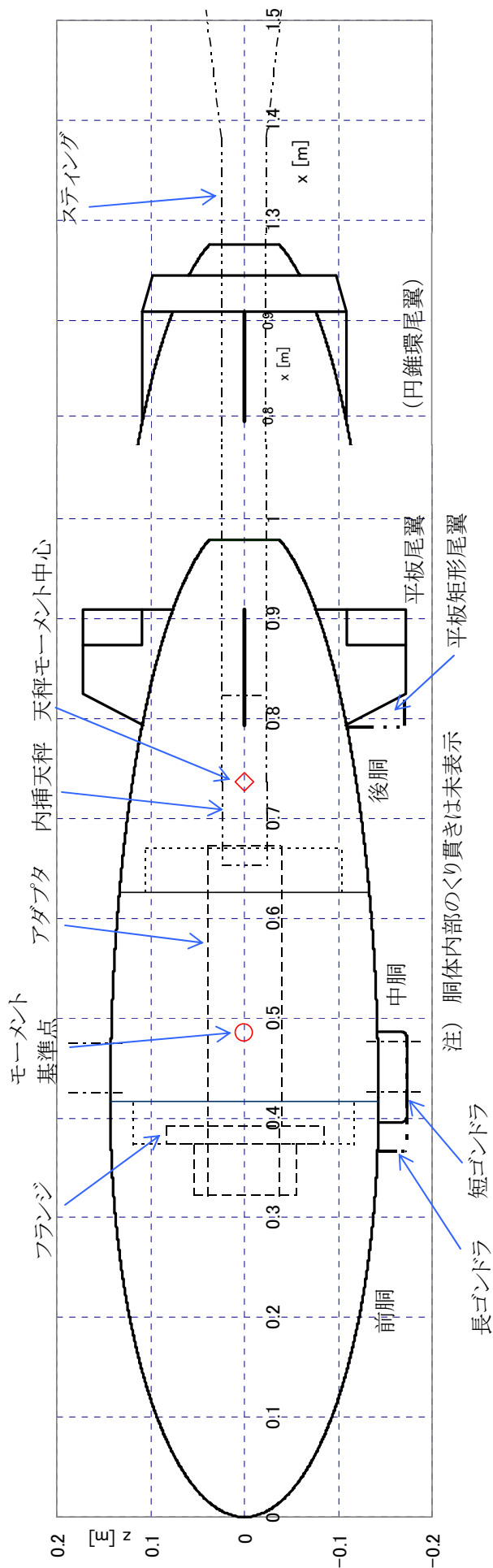


図 6-2 尾翼形態(後ろから見る)

表 6-1 第 2 回試験の実施ケース表

注記： 全形態で前胴はラフネス付き

Run No.	項目	尾翼形態	ゴンドラ形態	舵角 [deg.]	風速 [m/s]	β [deg.]	α [deg.]
1	ゴンドラつき胴体特性	無し	無し	-	20	0	-10(2)30
2	”	”	”	-	30	0	-10(2)30
3	”	”	”	-	40	0	-10(2)30
4	”	”	”	-	50	0	-10(2)30
5	”	”	”	-	50	10	-10(2)30
7	”	”	”	-	50	20	-10(2)30
8	”	”	下面 短ゴンドラ	-	20(10)50	0	0
8	”	”	”	-	50	0	-10(2)30
10	”	”	”	-	50	10	-10(2)30
11	”	”	”	-	50	20	-10(2)30
13	”	”	上面 短ゴンドラ	-	50	0	-10(2)30
14	”	”	”	-	50	10	-10(2)30
16	”	”	”	-	50	20	-10(2)30
17	”	”	下面 長ゴンドラ	-	50	0	-10(2)30
18	“	”	”	-	50	10	-10(2)30
19	“	”	”	-	50	20	-10(2)30
20	“	”	上面 長ゴンドラ	-	50	0	-10(2)30
21	“	”	”	-	50	10	-10(2)30
22	“	”	”	-	50	20	-10(2)30
23	尾翼面積効果	十字（水平矩形、垂直通常）	無し	0	50	0	-10(2)30
24	ゴンドラつき十字尾翼特性	十字	無し	0	50	0	-10(2)30
25	“	”	”	0	50	10	-10(2)30
26	“	”	”	0	50	20	-10(2)30
27	“	”	下面 短ゴンドラ	0	50	0	-10(2)30
28	“	”	”	0	50	10	-10(2)30
29	“	”	”	0	50	20	-10(2)30
30	“	”	”	-30	50	0	-10(2)30
31	“	”	”	30	50	0	-10(2)30
32	“	”	”	-20	50	0	-10(2)30
33	“	”	”	20	50	0	-10(2)30
34	“	”	”	-10	50	0	-10(2)30
35	”	”	”	10	50	0	-10(2)30
36	ゴンドラつき X 字尾翼特性	X 字	下面 短ゴンドラ	10	50	0	-10(2)30
37	”	”	”	-10	50	0	-10(2)30
38	”	”	”	20	50	0	-10(2)30
39	”	”	”	-20	50	0	-10(2)30
40	”	”	”	30	50	0	-10(2)30
41	”	”	”	-30	50	0	-10(2)30
42	”	”	”	0	50	0	-10(2)30
43	”	”	”	0	50	10	-10(2)30
44	”	”	”	0	50	20	-10(2)30
45	”	”	”	0	50	30	-10(2)30
46	”	”	無し	0	50	0	-10(2)30
47	”	”	”	0	50	10	-10(2)30
48	”	”	”	0	50	20	-10(2)30
49	”	”	”	0	50	30	-10(2)30
50	”	”	上面 短ゴンドラ	0	50	0	-10(2)30
51	”	”	”	0	50	10	-10(2)30
52	”	”	”	0	50	20	-10(2)30
53	”	”	”	0	50	30	-10(2)30
54	円錐環尾翼特性	円錐環	無し	-	50	0	-10(2)30
55	”	”	”	-	50	10	-10(2)30
56	”	”	”	-	50	20	-10(2)30
57	”	”	下面 短ゴンドラ	-	50	0	-10(2)30
58	”	”	”	-	50	10	-10(2)30
59	”	”	”	-	50	20	-10(2)30

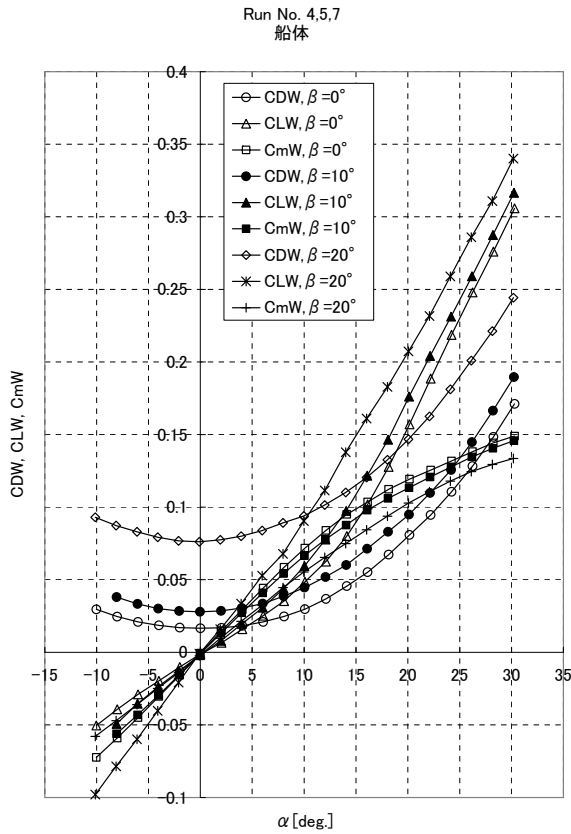


図 6-3 船体単体(縦 3 分力)

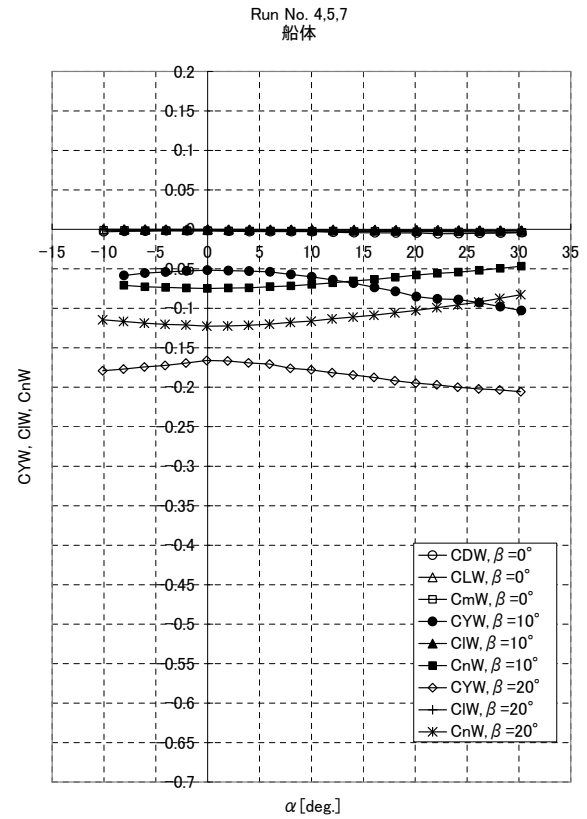


図 6-4 船体単体(横 3 分力)

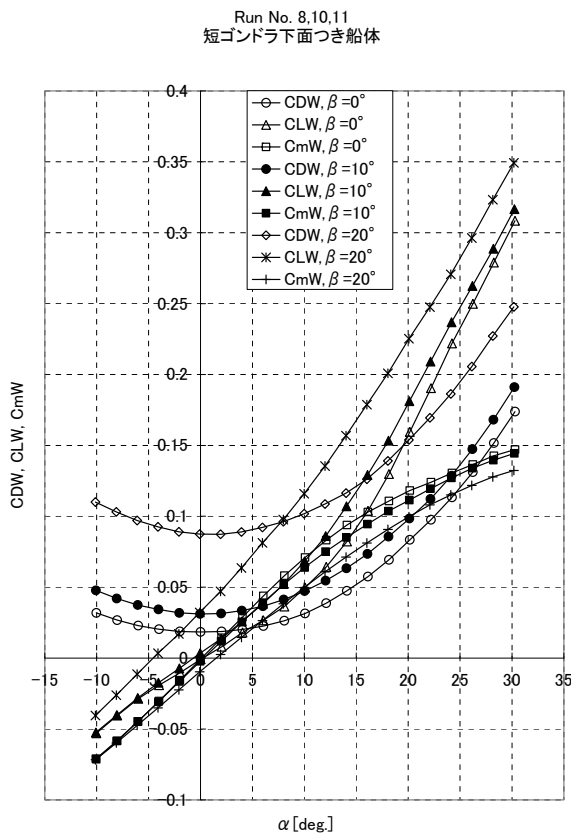


図 6-5 短ゴンドラ下面つき船体(縦 3 分力)

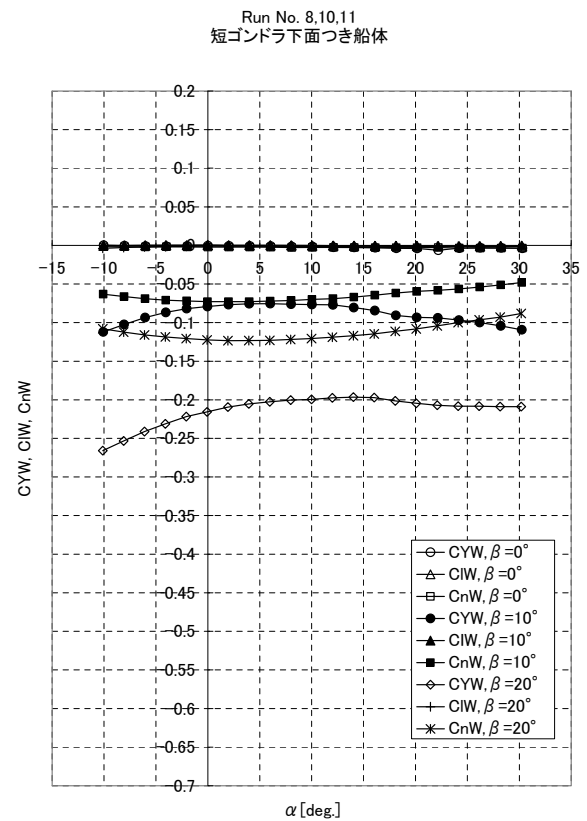


図 6-6 短ゴンドラ下面つき船体(横 3 分力)

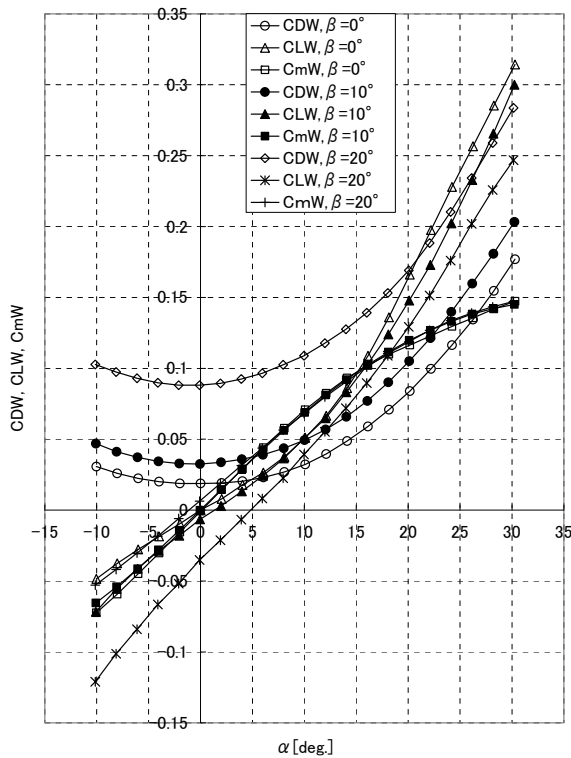
Run No. 13,14,16
短ゴンドラ上面つき船体

図 6-7 短ゴンドラ上面つき船体(縦 3 分力)

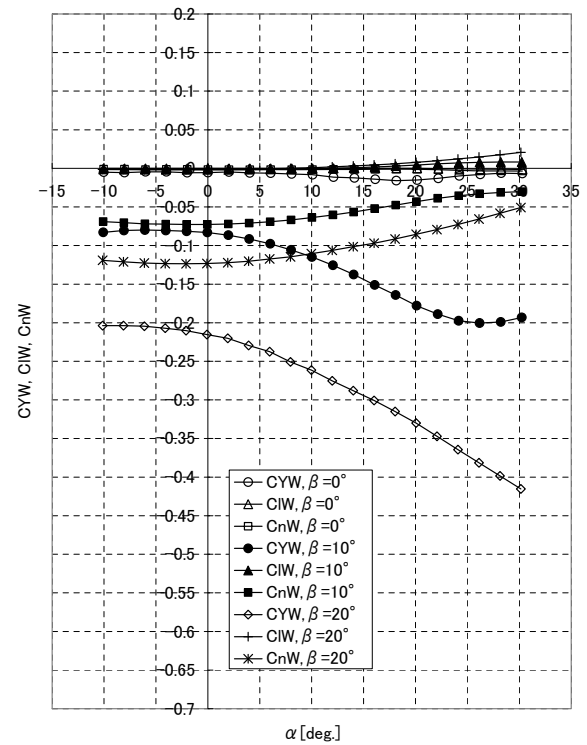
Run No. 13,14,16
短ゴンドラ上面つき船体

図 6-8 短ゴンドラ上面つき船体(横 3 分力)

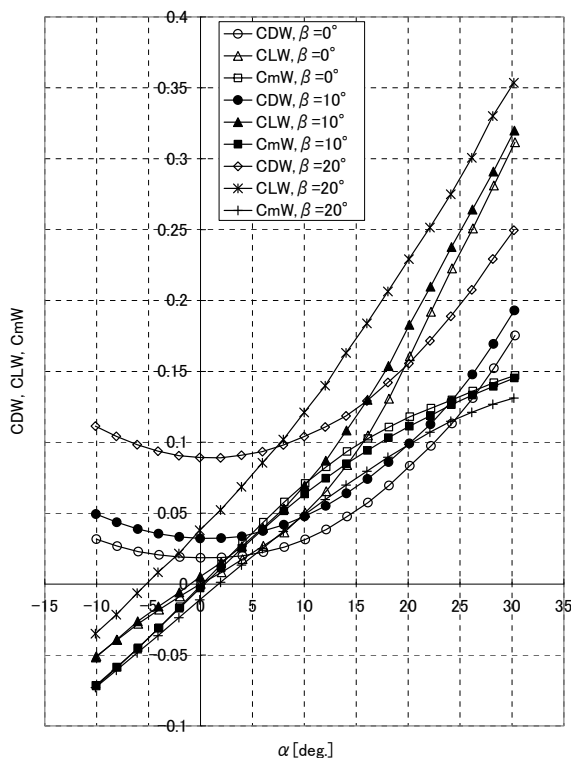
Run No. 17,18,19
長ゴンドラ下面つき船体

図 6-9 長ゴンドラ下面つき船体(縦 3 分力)

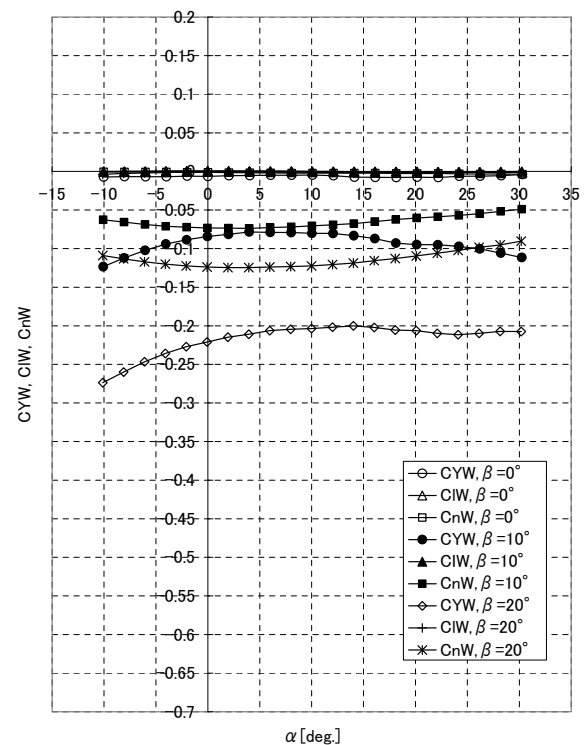
Run No. 17,18,19
長ゴンドラ下面つき船体

図 6-10 長ゴンドラ下面つき船体(横 3 分力)

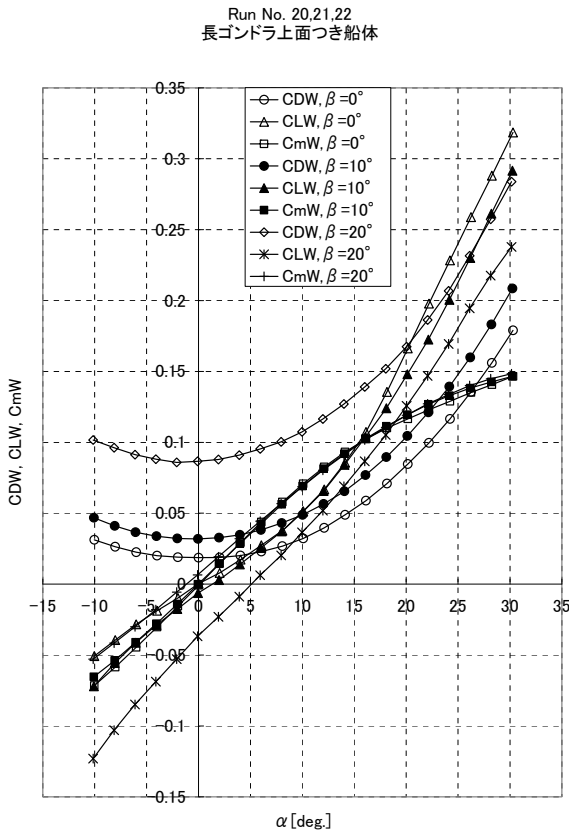


図 6-11 長ゴンドラ上面つき船体(縦 3 分力)

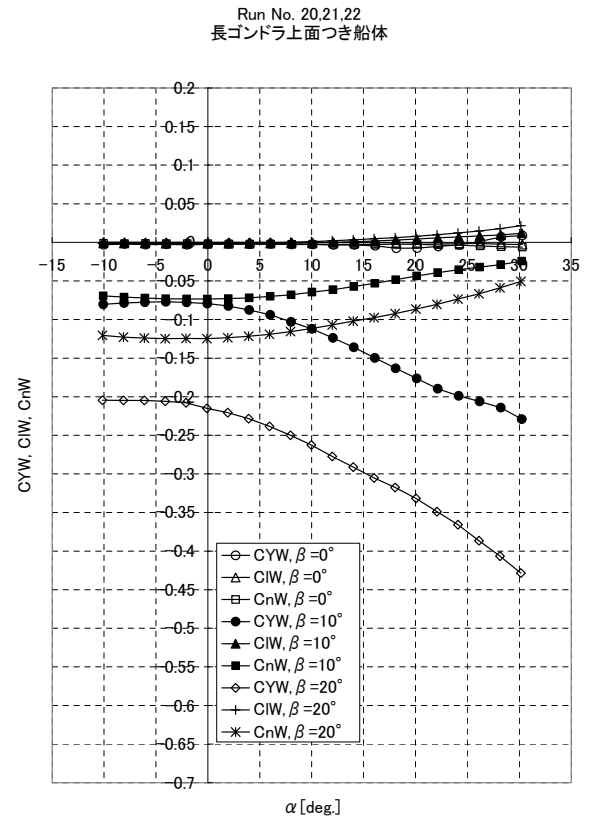


図 6-12 長ゴンドラ上面つき船体(横 3 分力)

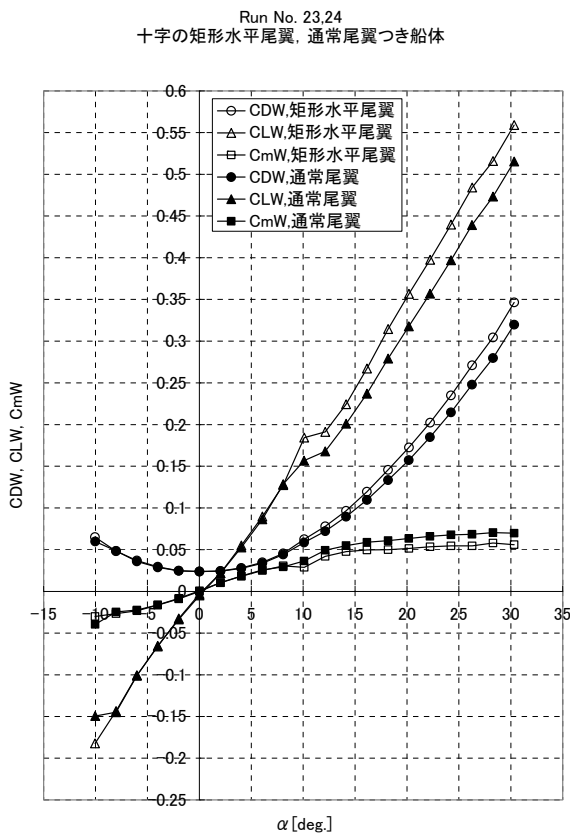


図 6-13 十字矩形尾翼・通常尾翼(縦 3 分力)

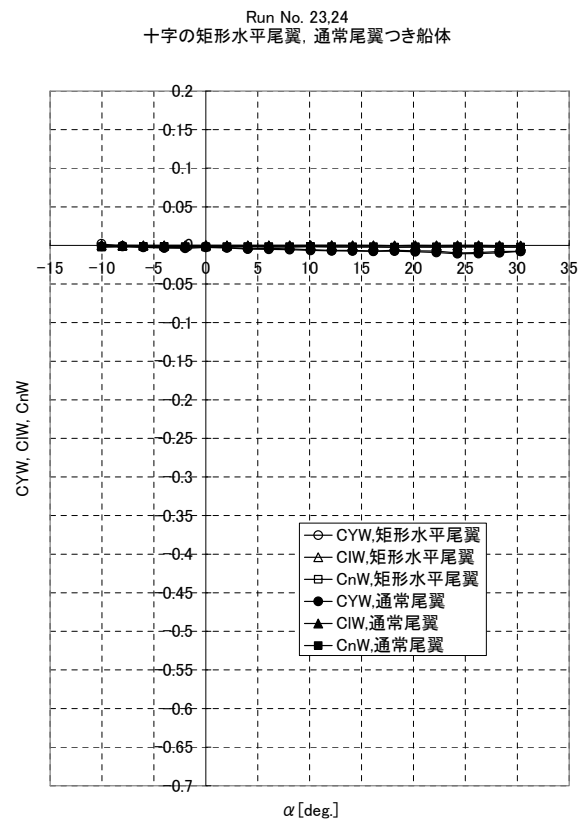


図 6-14 十字矩形尾翼・通常尾翼(横 3 分力)

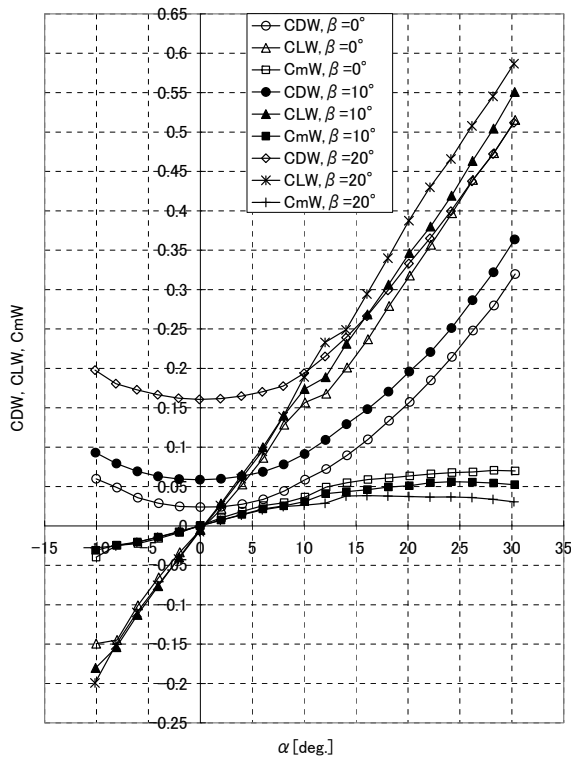
Run No. 24,25,26
十字尾翼付き船体

図 6-15 十字尾翼付き船体(縦 3 分力)

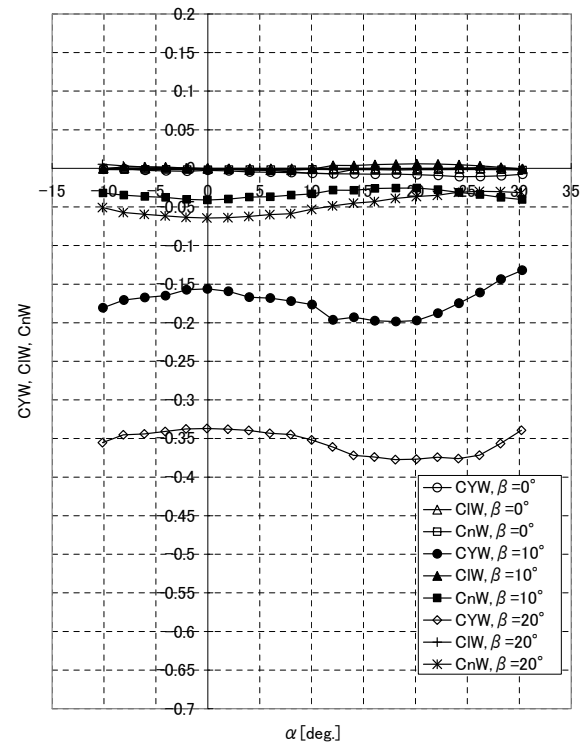
Run No. 24,25,26
十字尾翼付き船体

図 6-16 十字尾翼付き船体(横 3 分力)

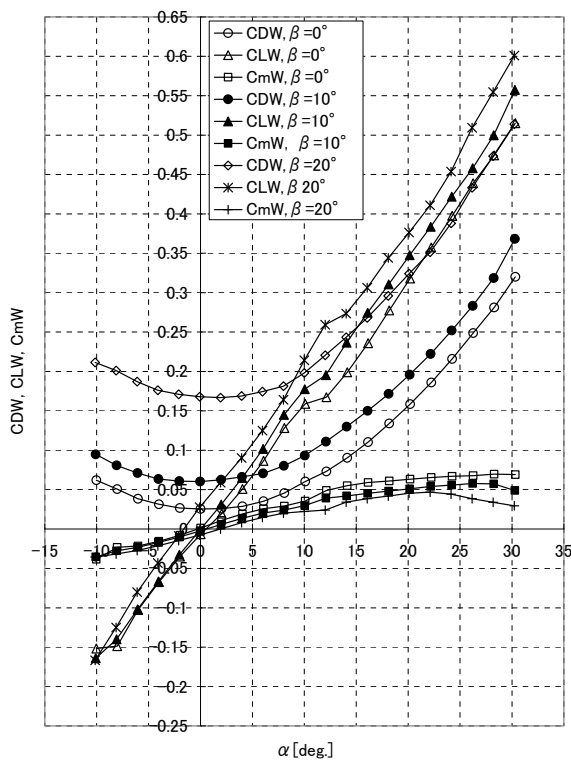
Run No. 27,28,29
短ゴンドラ下面, 十字尾翼付き船体

図 6-17 短ゴンドラ下面, 十字尾翼付き船体(縦 3 分力)

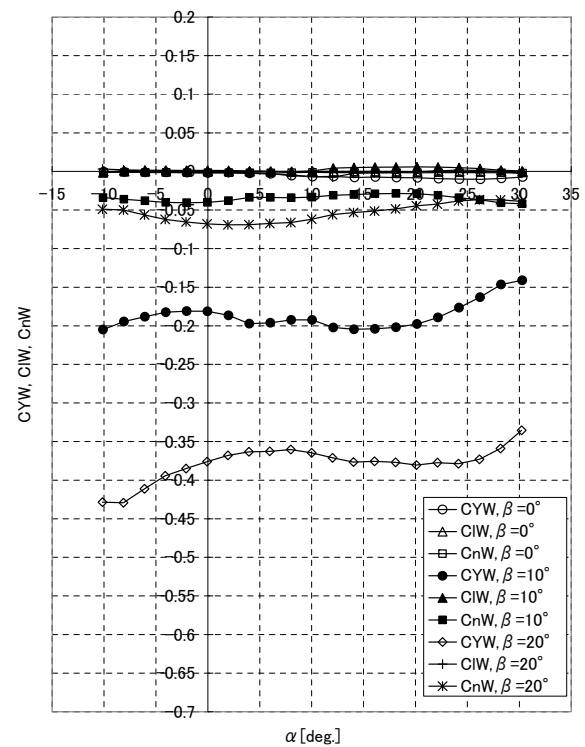
Run No. 27,28,29
短ゴンドラ下面, 十字尾翼付き船体

図 6-18 短ゴンドラ下面, 十字尾翼付き船体(横 3 分力)

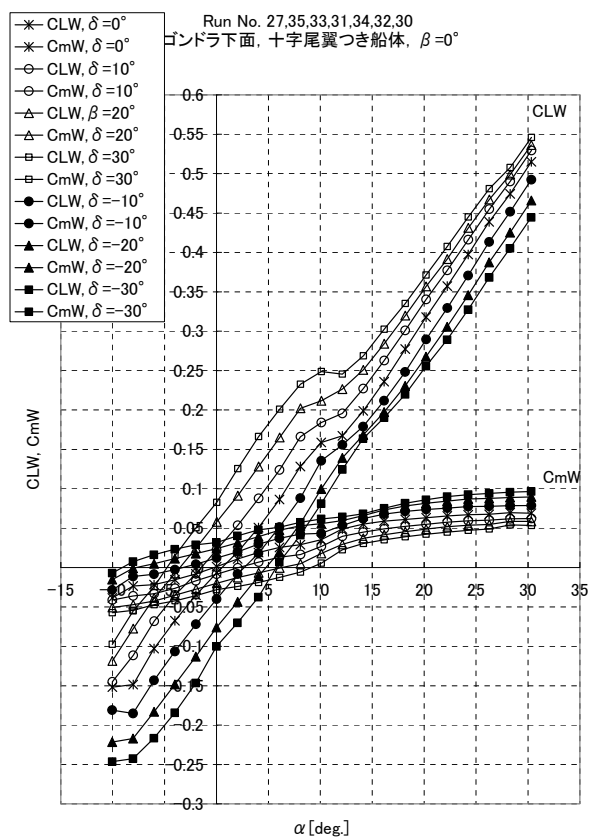


図 6-19 短ゴンドラ下面, 十字尾翼つき船体の舵角変化
(揚力係数 CLW, 縦揺れモーメント係数 CmW)

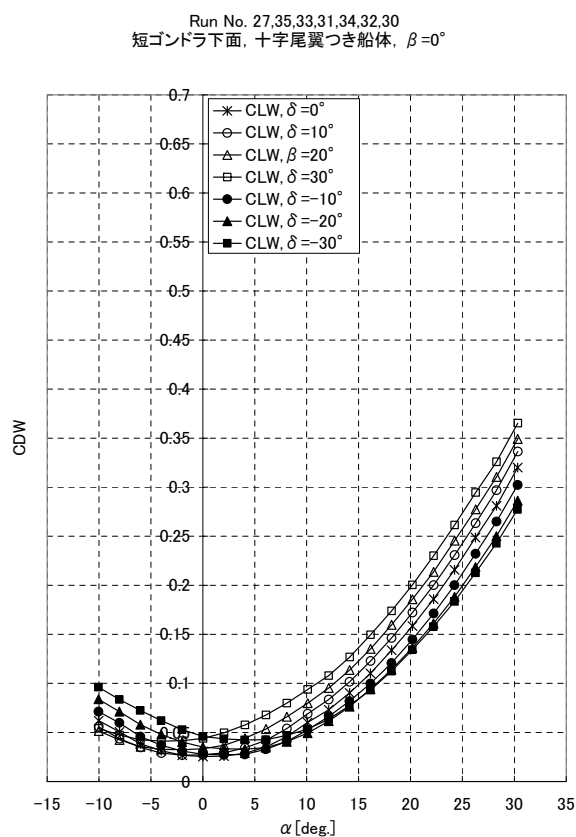


図 6-20 短ゴンドラ下面, 十字尾翼つき船体の舵角変化
(抗力係数 CDW)

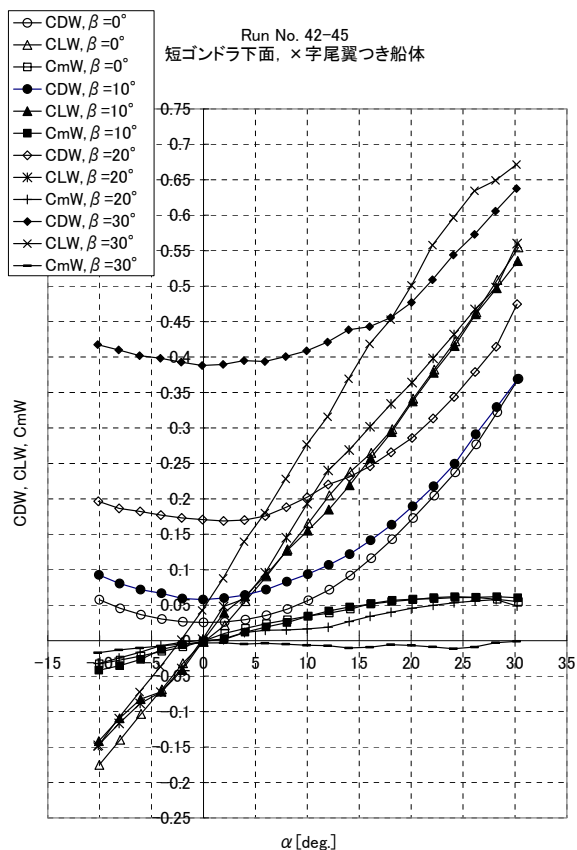


図 6-21 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体(縦 3 分力)

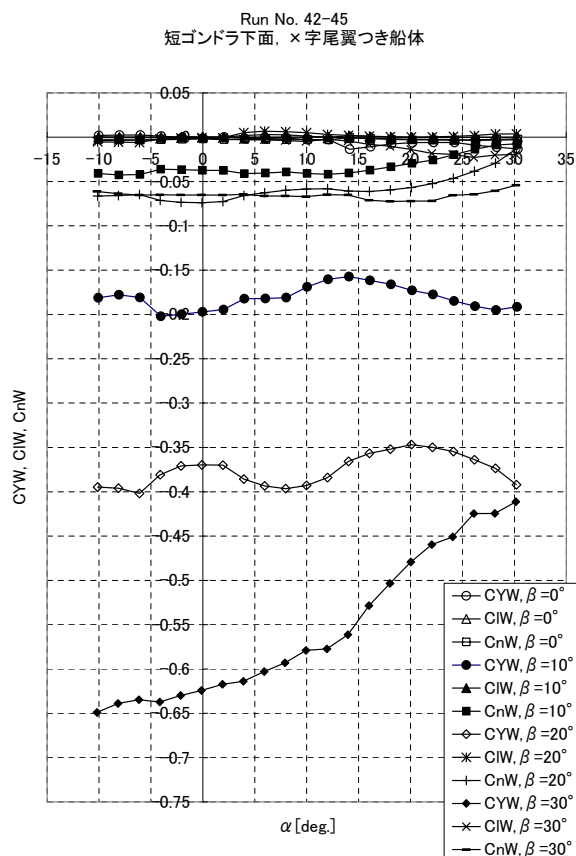


図 6-22 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体(横 3 分力)

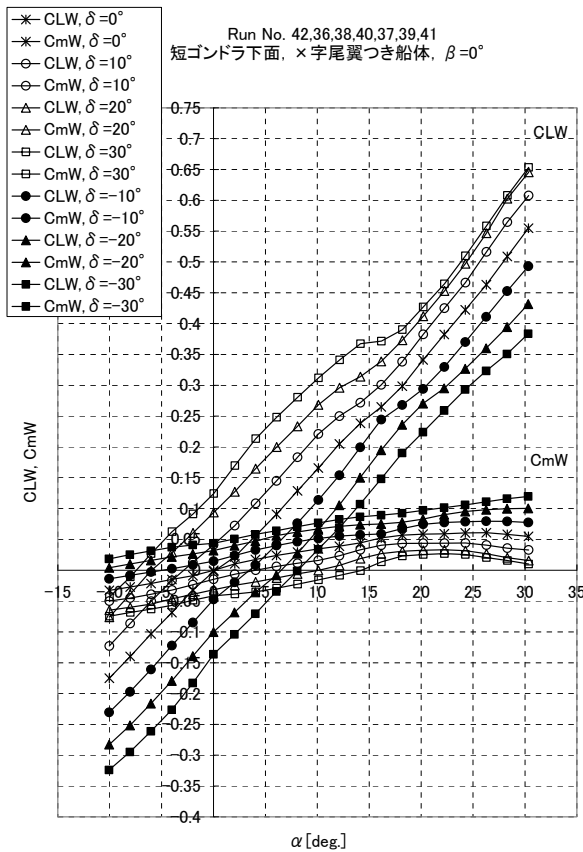


図 6-23 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体の舵角変化
(揚力係数 CLW, 縦揺れモーメント係数 CmW)

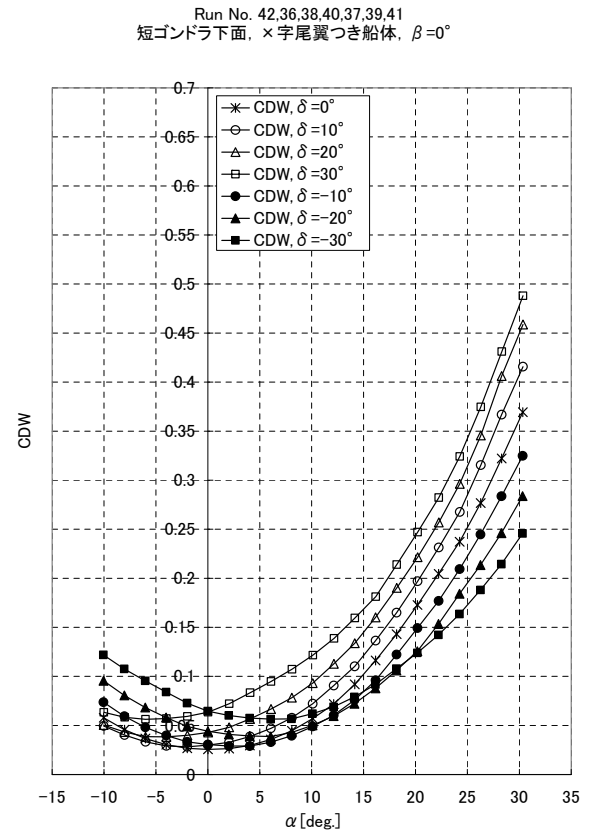


図 6-24 短ゴンドラ下面, ×字尾翼つき船体の舵角変化
(抗力係数 CDW)

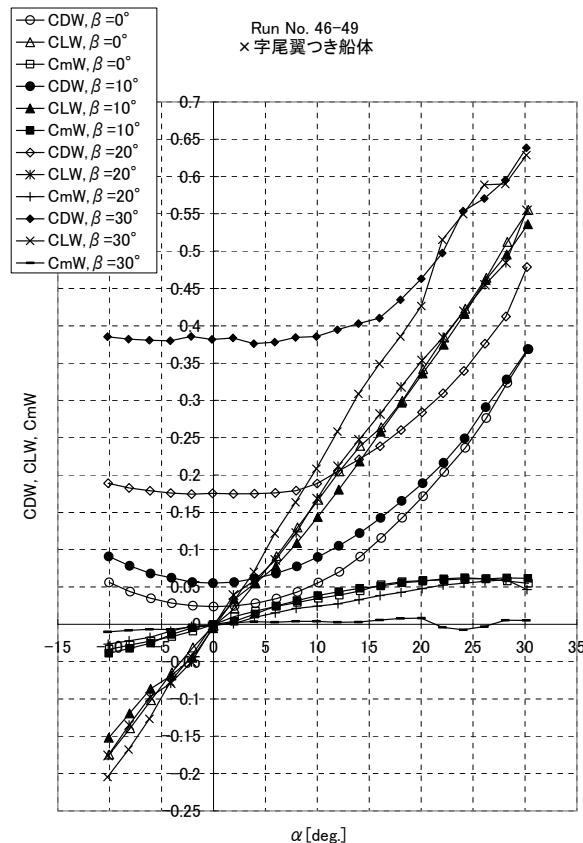


図 6-25 ×字尾翼つき船体(縦 3 分力)

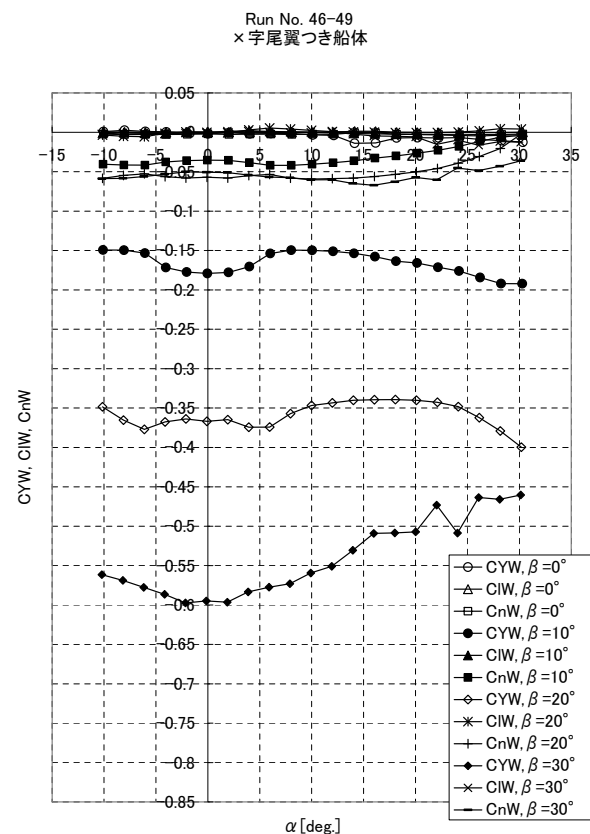


図 6-26 ×字尾翼つき船体(横 3 分力)

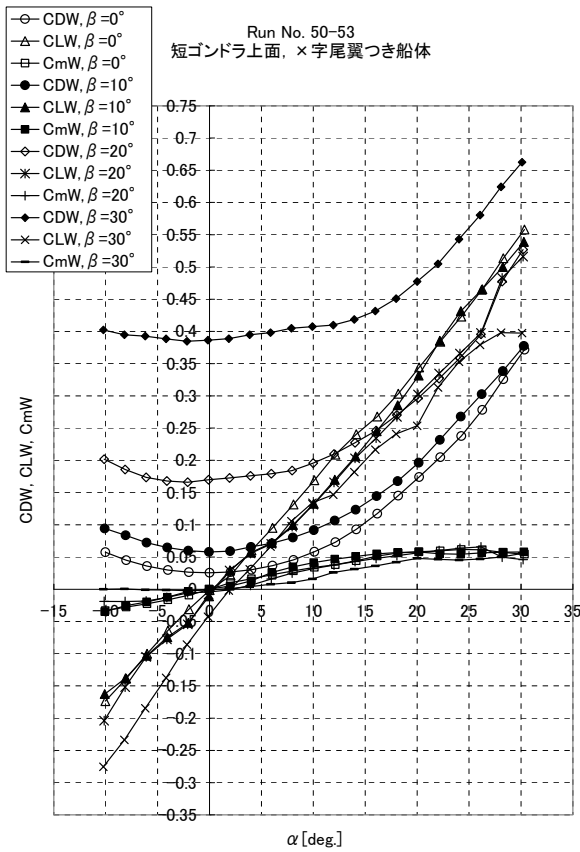


図 6-27 短ゴンドラ上面, ×字尾翼つき船体(縦 3 分力)

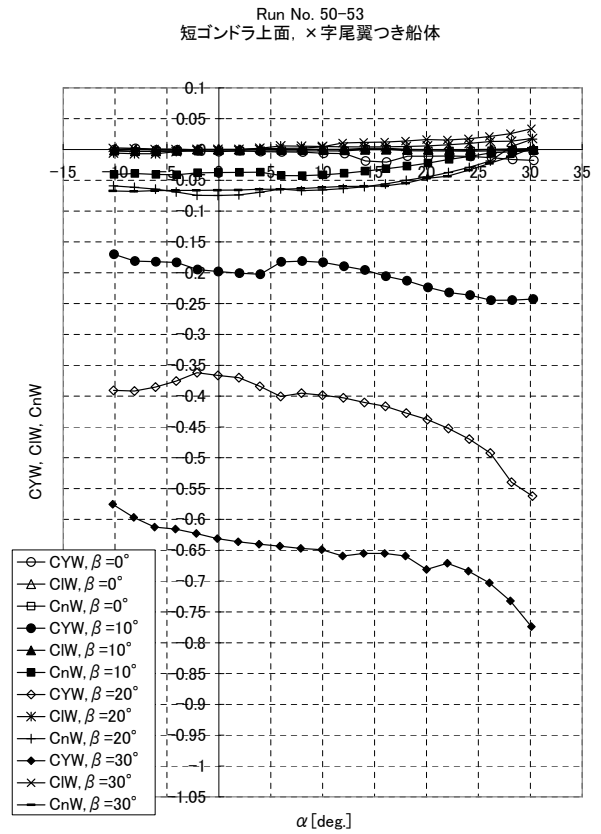


図 6-28 短ゴンドラ上面, ×字尾翼つき船体(横 3 分力)

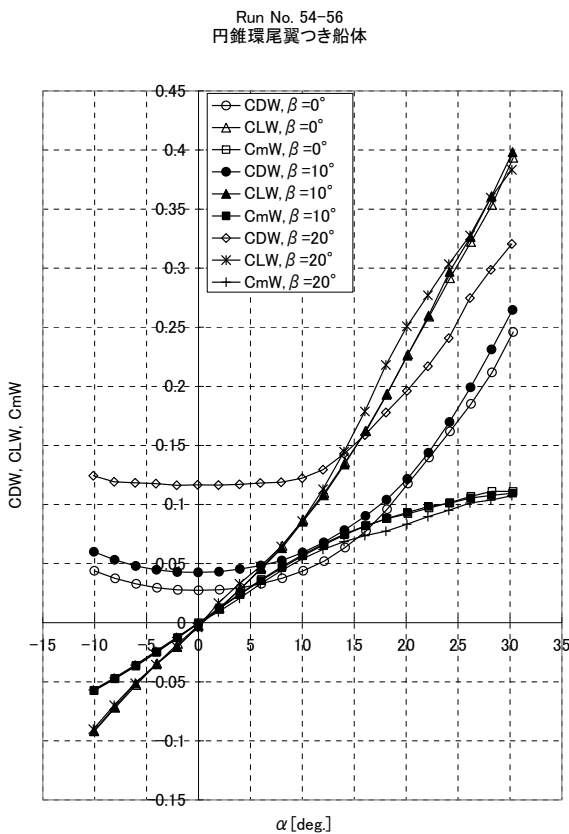


図 6-29 円錐環尾翼つき船体(縦 3 分力)

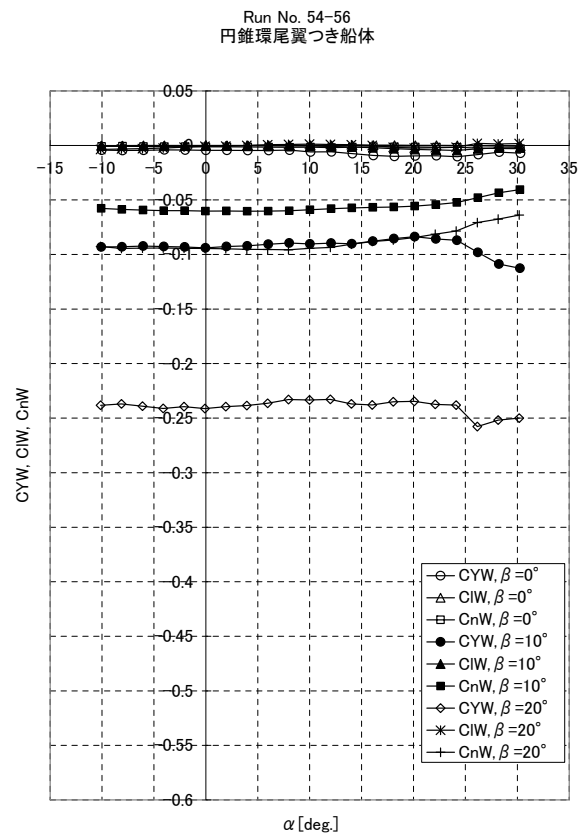


図 6-30 円錐環尾翼つき船体(横 3 分力)

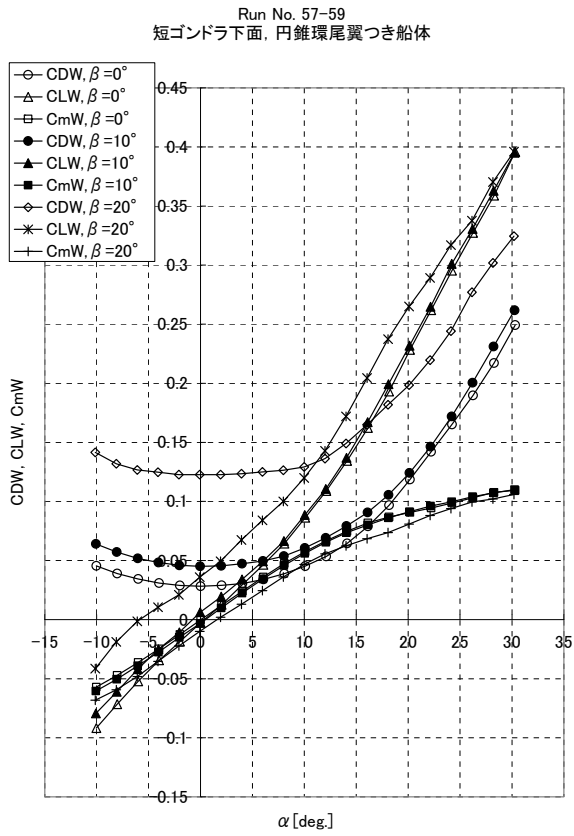


図 6-31 短ゴンドラ下面, 円錐環尾翼つき船体(縦 3 分力)

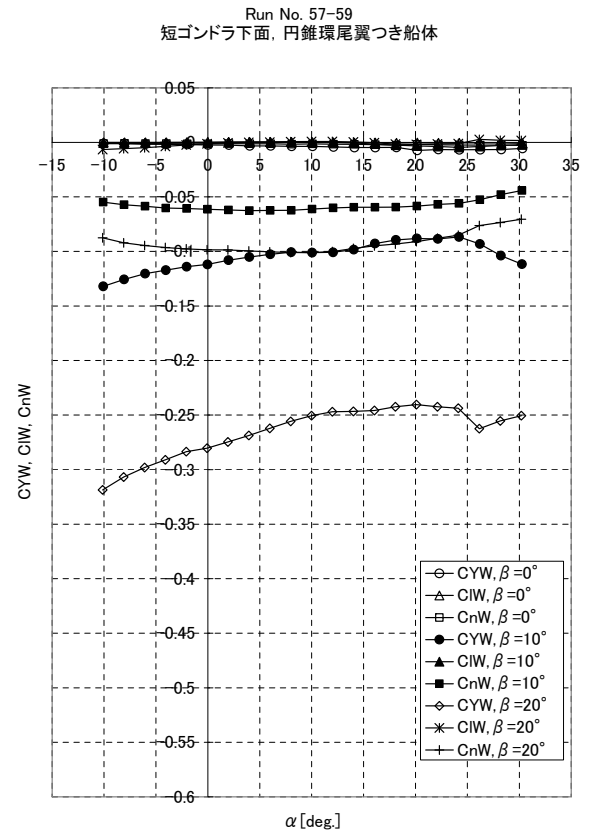


図 6-32 短ゴンドラ下面, 円錐環尾翼つき船体(横 3 分力)

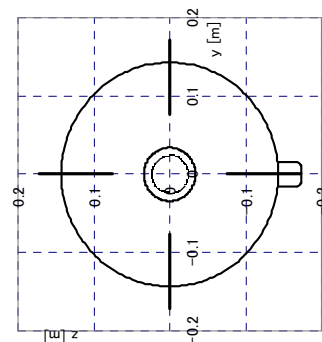
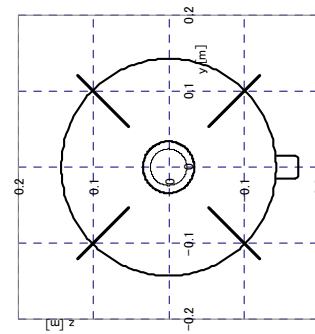
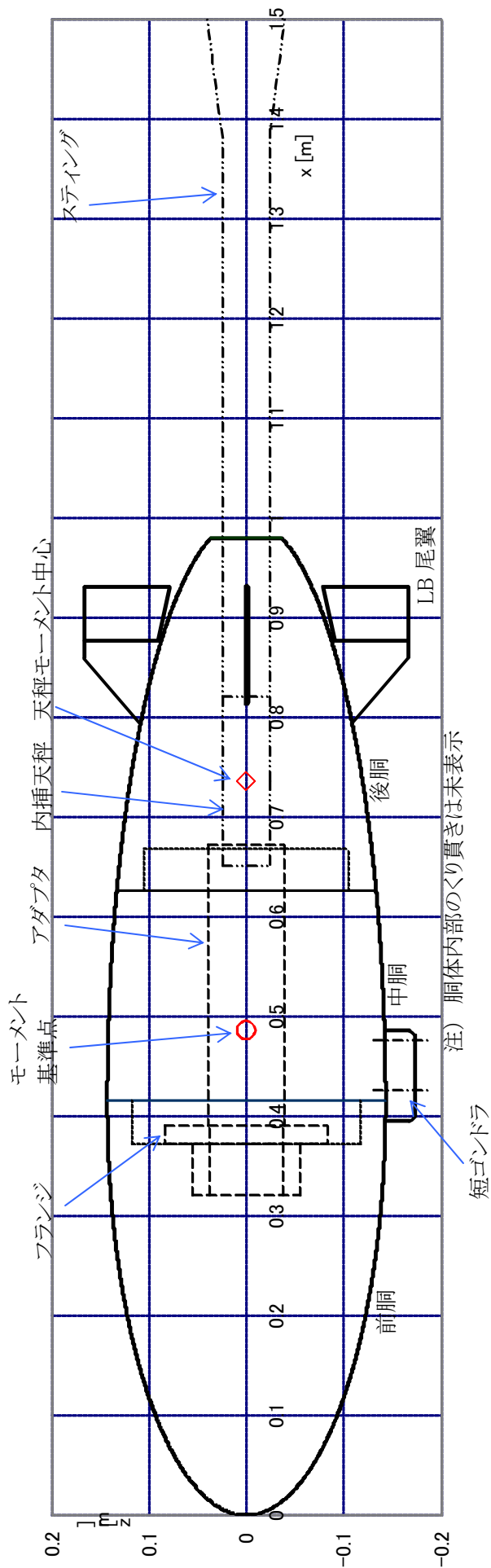


図 7-2 尾翼形態（後ろから見る）

表 7-1 第 3 回試験の実施ケース表

注記： 全形態で前胴はラフネス付き

Run No.	項目	尾翼形態	ゴンドラ形態	舵角[deg.]	風速 [m/s]	β[deg.]	α[deg.]
4	ゴンドラ付き胴体特性	なし	下面短ゴンドラ	—	35	30	
5						20	
6						10	
7						0	
8						-10 (2) 30	
9						10	
10						20	
11						30	
63						胴体特性	なし
12	LB 尾翼 十字昇降舵効き特性	十字	下面短ゴンドラ	0	35	0	-10 (2) 30
13						10	
14						20	
15						30	
24				(-20) 左-22 右-22		0	-10 (2) 30
25						10	
26						20	
27						30	
28				(10) 左 12 右 12		0	-10 (2) 30
29						10	
30						20	
31						30	
32				(-10) 左-10 右-10		0	-10 (2) 30
33						10	
34						20	
35						30	
36				(30) 左 34 右 34		0	-10 (2) 30
37						10	
38						20	
39						30	
40				(-30) 左-33 右-33		0	-10 (2) 30
41						10	
42						20	
43						30	
44				(20) 右 23 左 23		0	-10 (2) 30
45						10	
46						20	
47						30	
52	LB 尾翼 ×字特性	×字	下面短ゴンドラ	0	35	0	-10 (2) 30
53						10	
54						20	
55						30	
56	旧 (平板) 尾翼 ×字方向舵効き特性	×字	下面短ゴンドラ	0	35	-10 (2) 30	0
57				30		-10 (2) 30	0
58				-30		-10 (2) 30	0
59				20		-10 (2) 30	0
60				-20		-10 (2) 30	0
61				10		-10 (2) 30	0
62				-10		-10 (2) 30	0

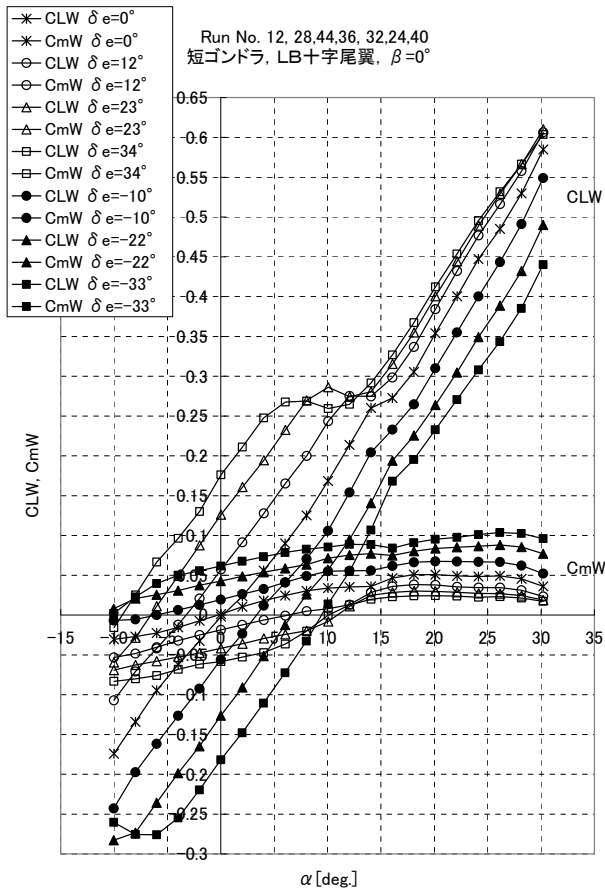


図 7-3 LB十字尾翼昇舵角 (揚力・縦揺れモーメント)

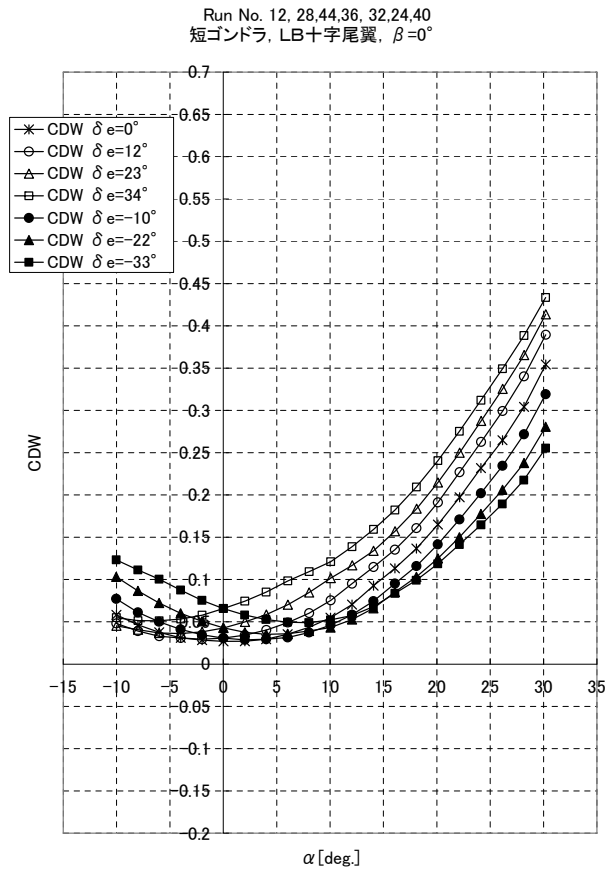


図 7-4 LB十字尾翼昇舵角 (抗力)

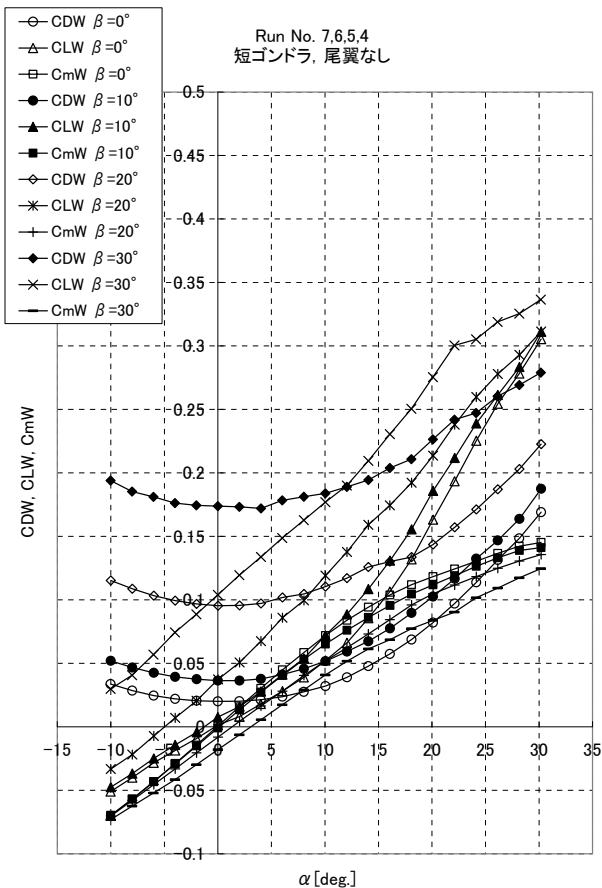


図 7-5 短ゴンドラ付き尾翼なし (迎角縦 3 分力)

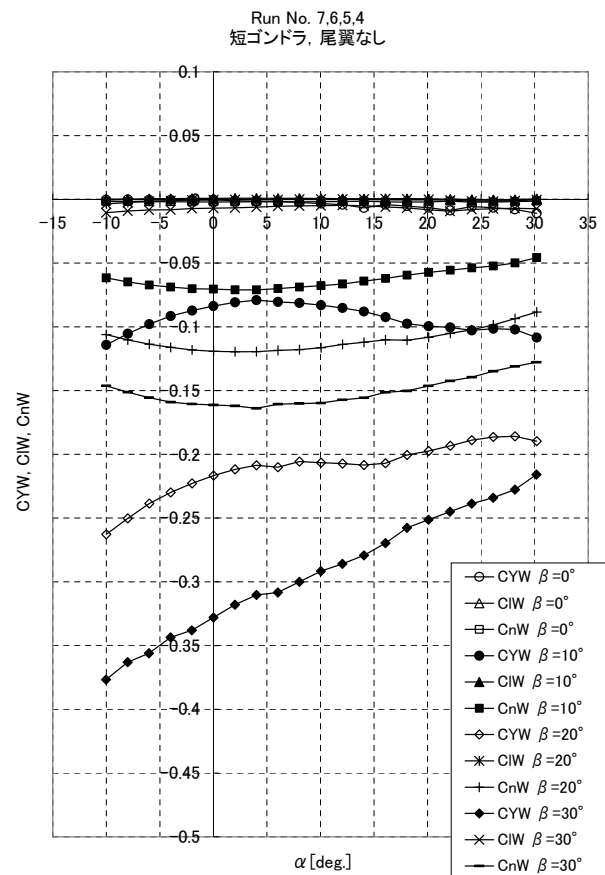


図 7-6 短ゴンドラ付き尾翼なし (迎角横 3 分力)

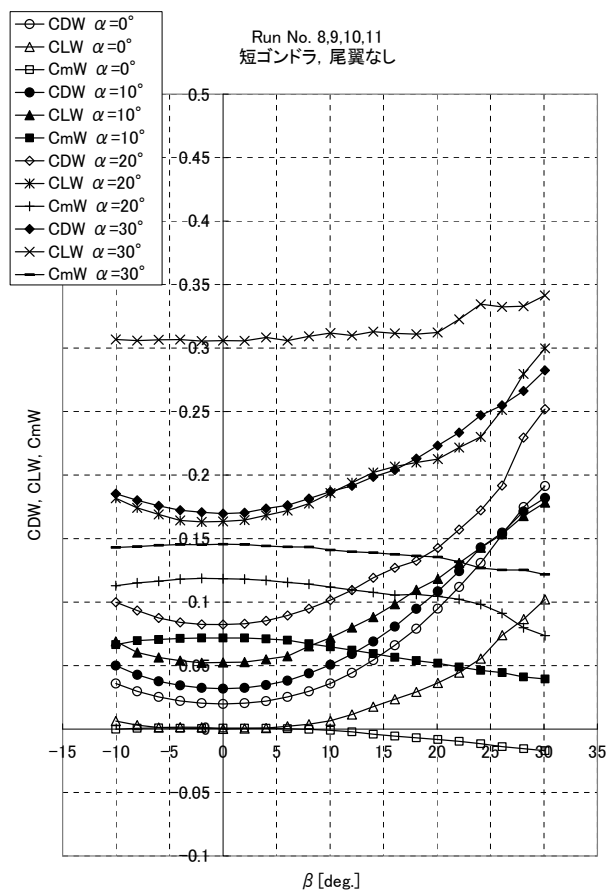


図 7-7 短ゴンドラ付き尾翼なし (横滑り角縦 3 分力)

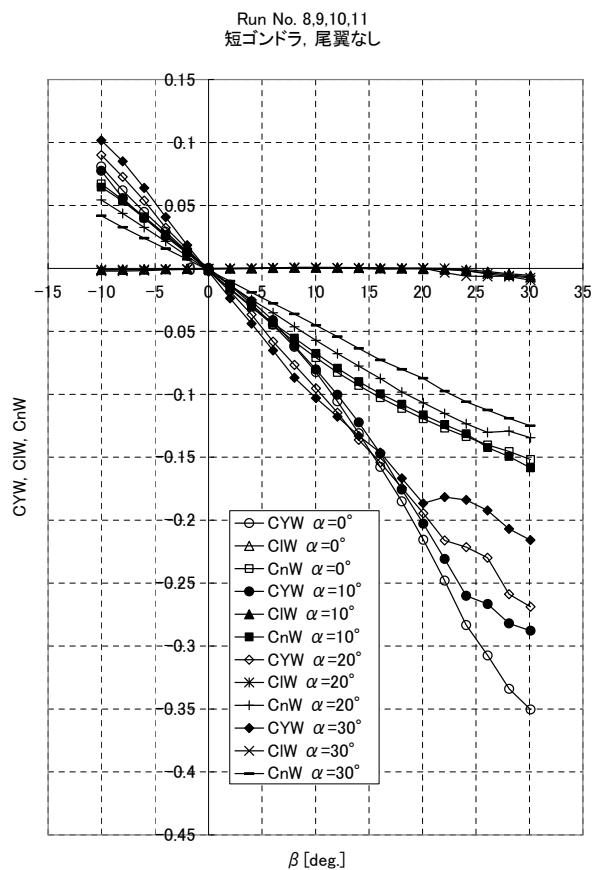


図 7-8 短ゴンドラ付き尾翼なし (横滑り角横 3 分力)

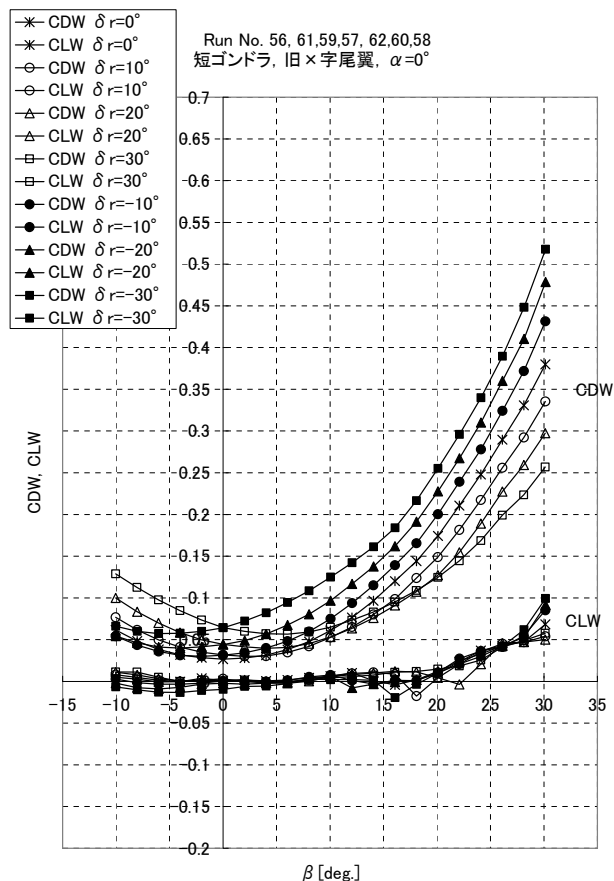


図 7-9 短ゴンドラ付き旧×字尾翼方向舵角 (抗力・揚力)

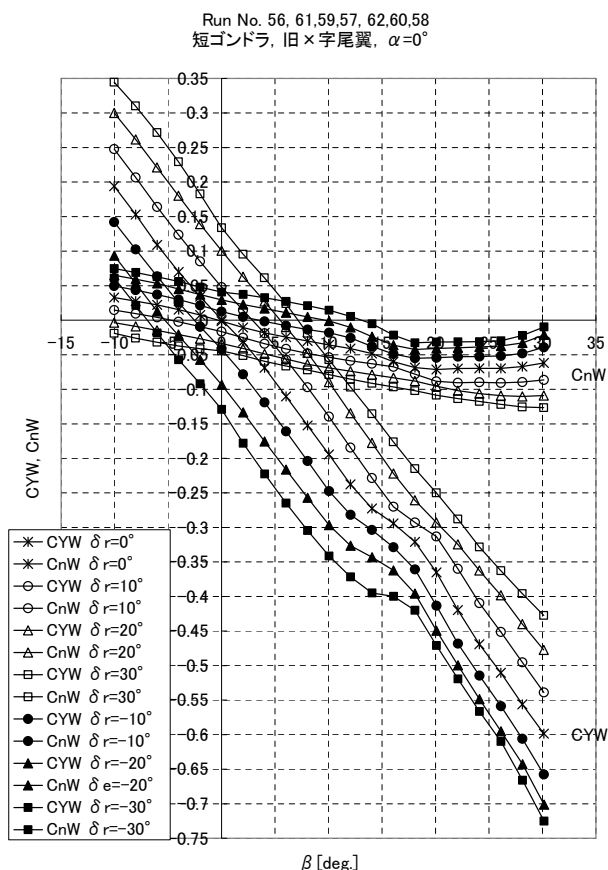


図 7-10 短ゴンドラ付き旧×字尾翼方向舵角 (横力・片揺れモーメント)

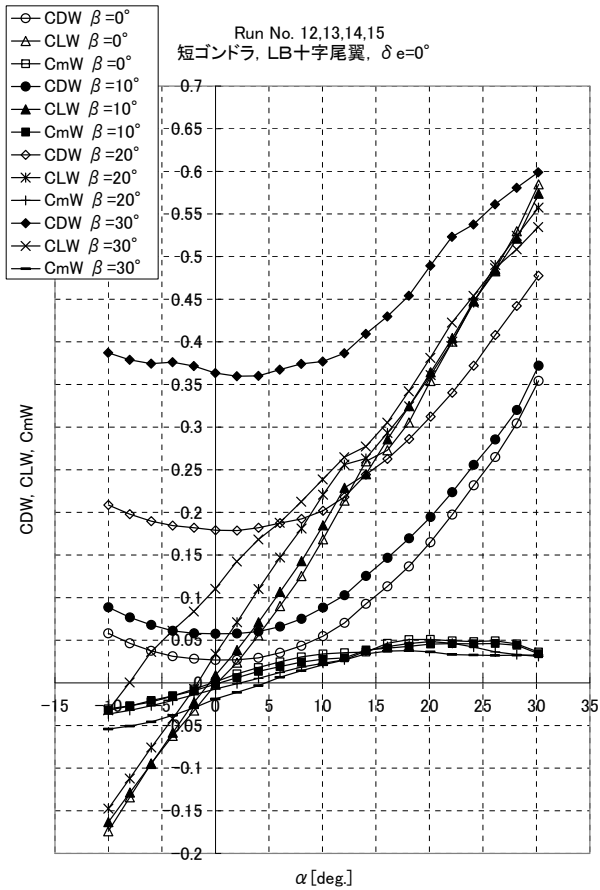


図 7-11 LB十字尾翼昇降舵角 0° (縦3分力)

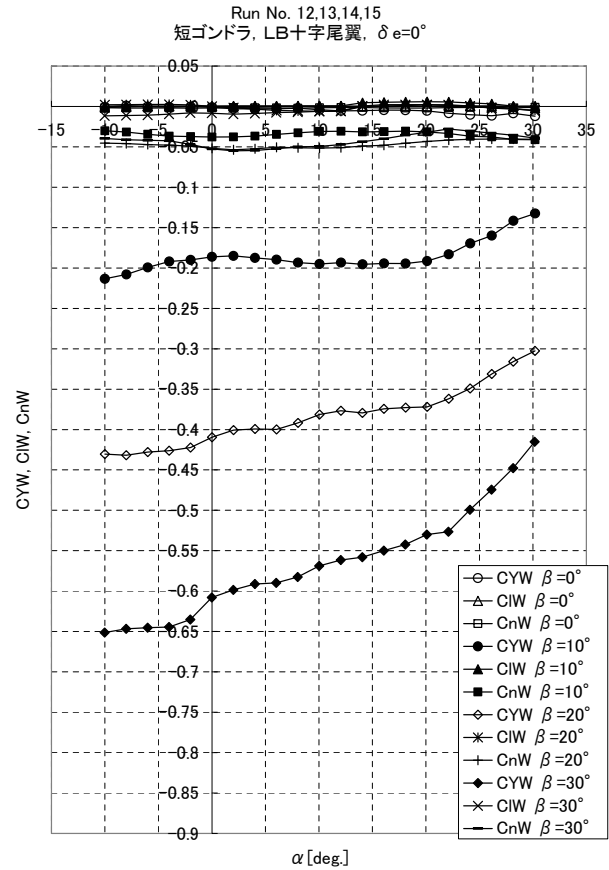


図 7-12 LB十字尾翼昇降舵角 0° (横3分力)

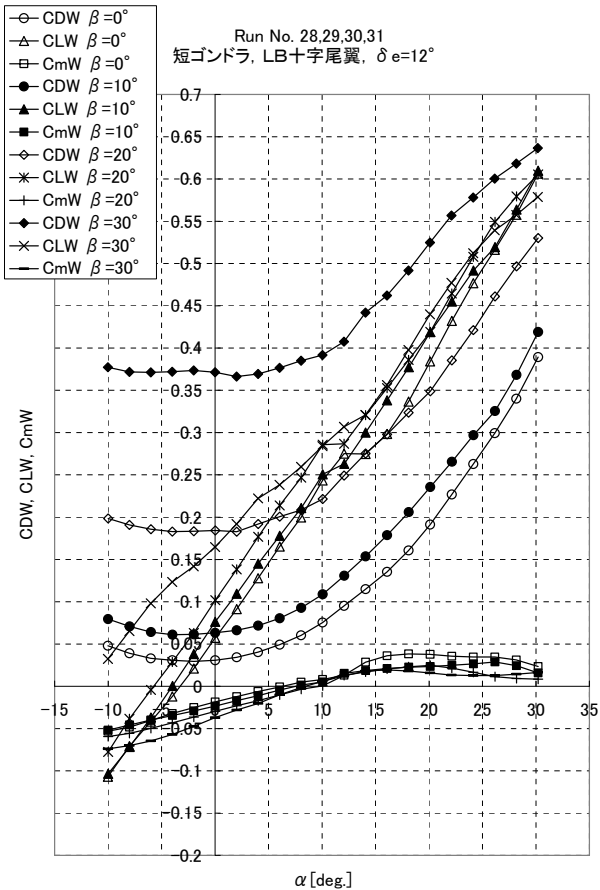


図 7-13 LB十字尾翼昇降舵角 12° (縦3分力)

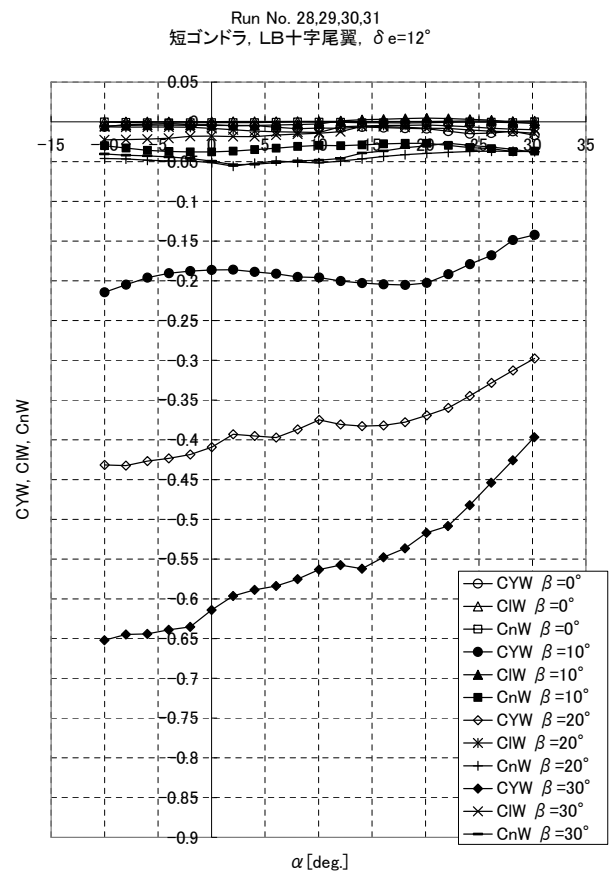
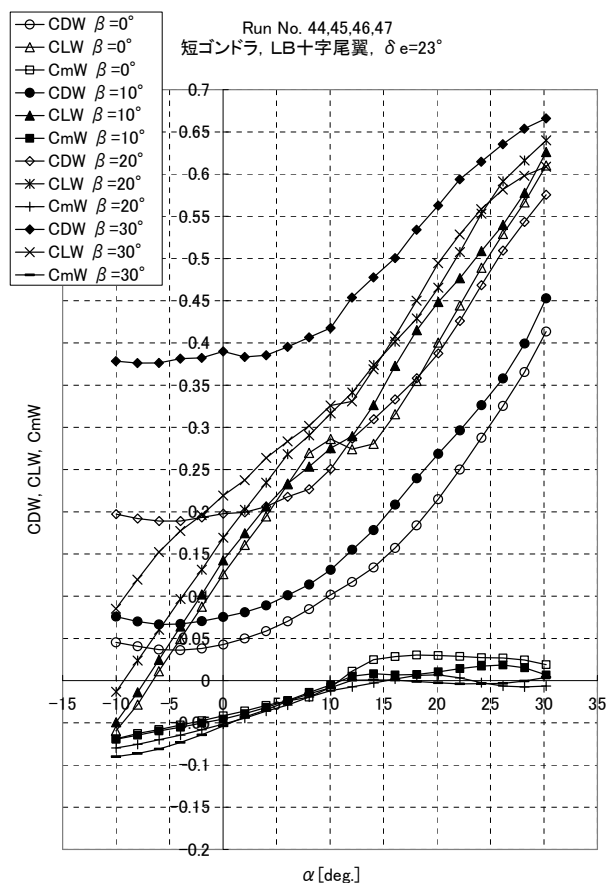
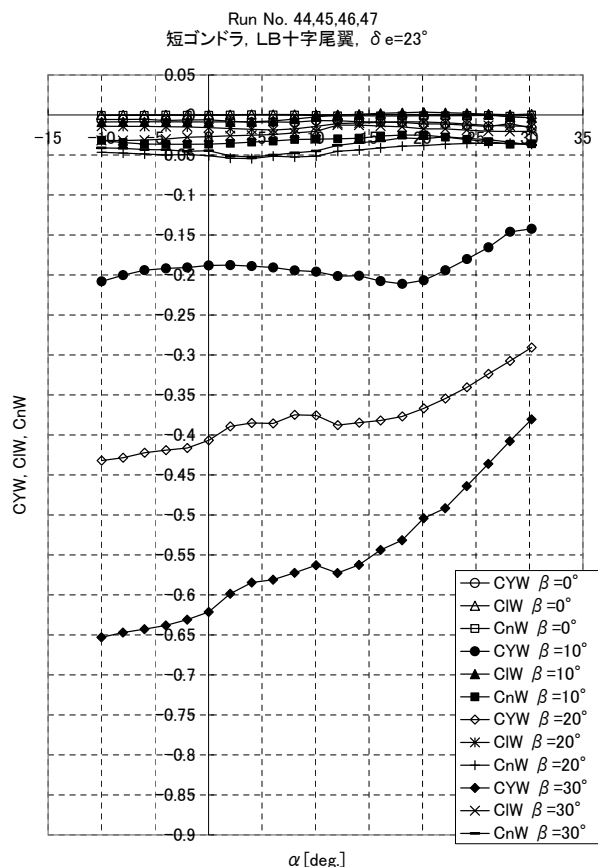
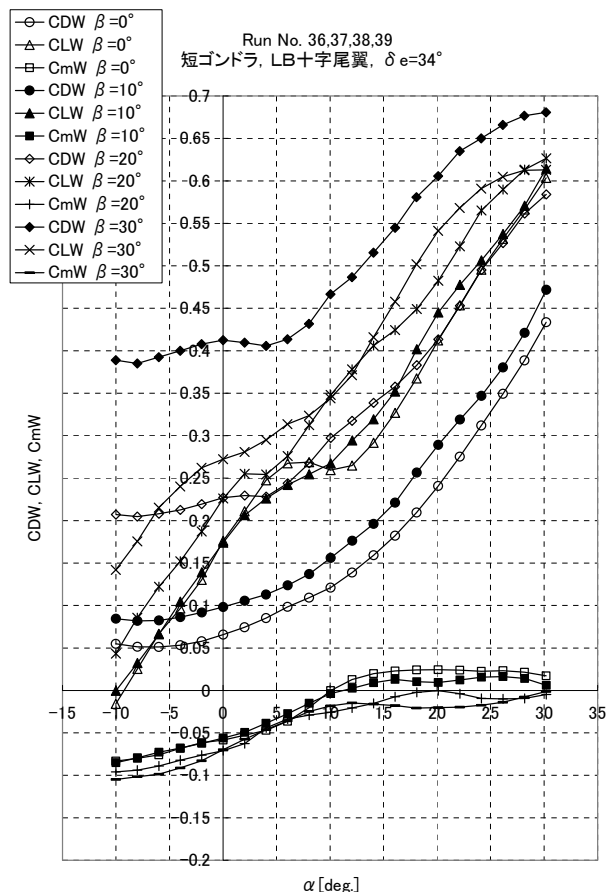
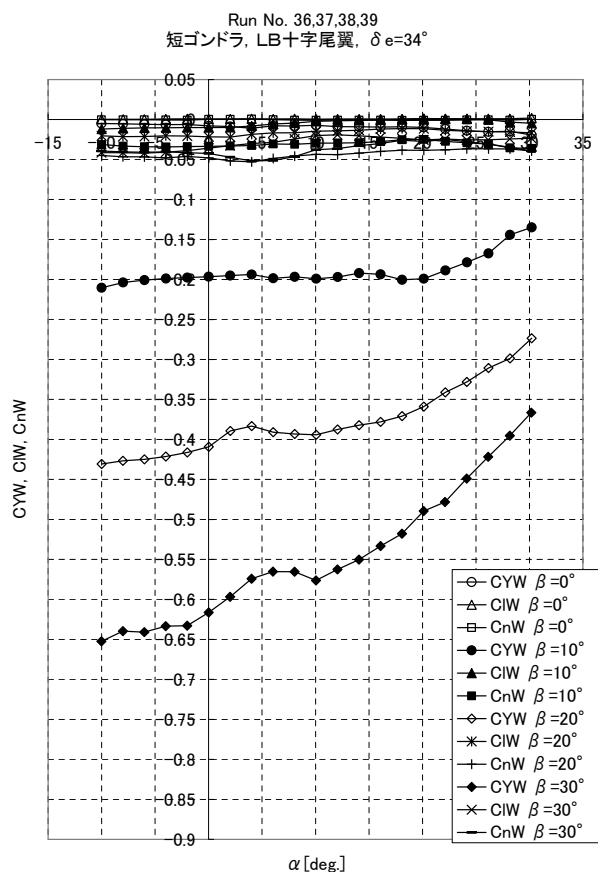


図 7-14 LB十字尾翼昇降舵角 12° (横3分力)

図 7-15 LB十字尾翼昇降舵角 23° (縦3分力)図 7-16 LB十字尾翼昇降舵角 23° (横3分力)図 7-17 LB十字尾翼昇降舵角 34° (縦3分力)図 7-18 LB十字尾翼昇降舵角 34° (横3分力)

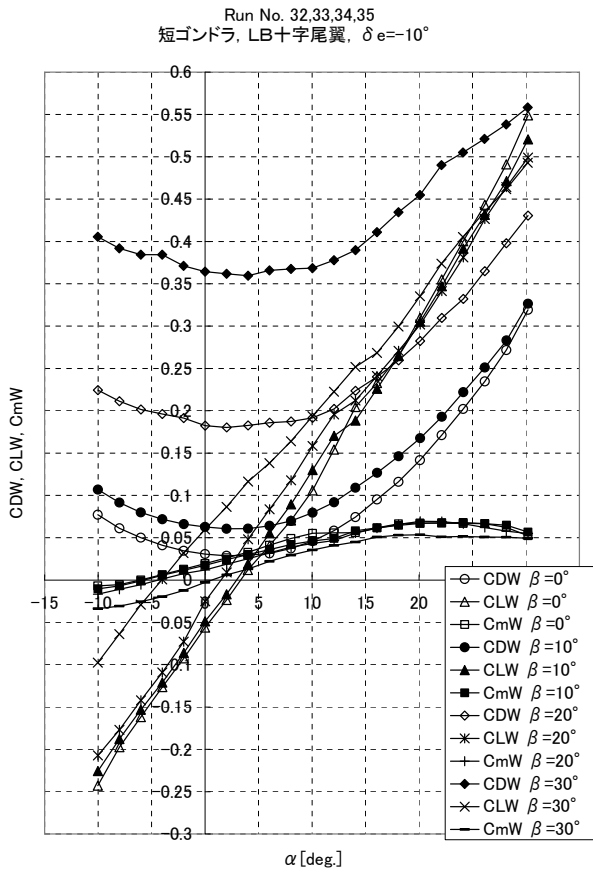


図 7-19 L B 十字尾翼昇降舵角 -10° (縦 3 分力)

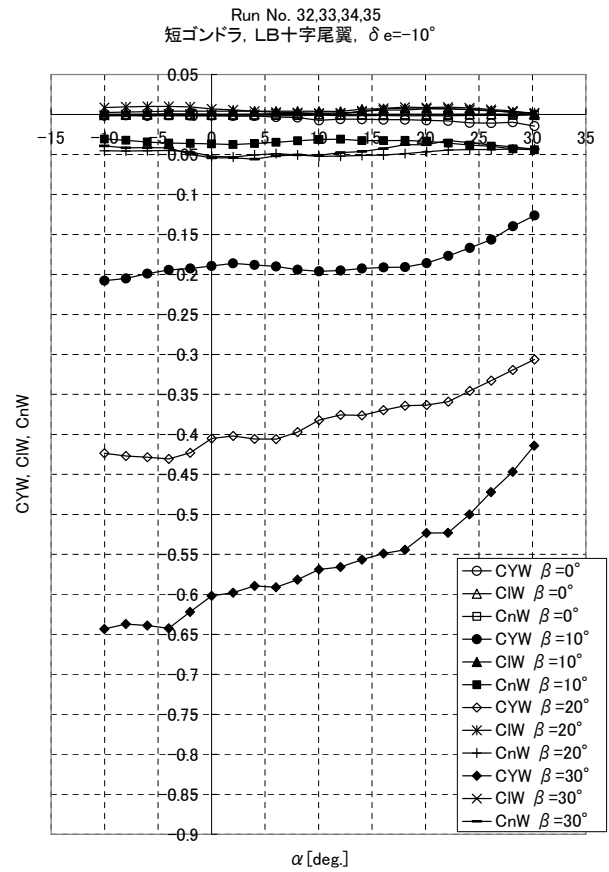


図 7-20 L B 十字尾翼昇降舵角 -10° (横 3 分力)

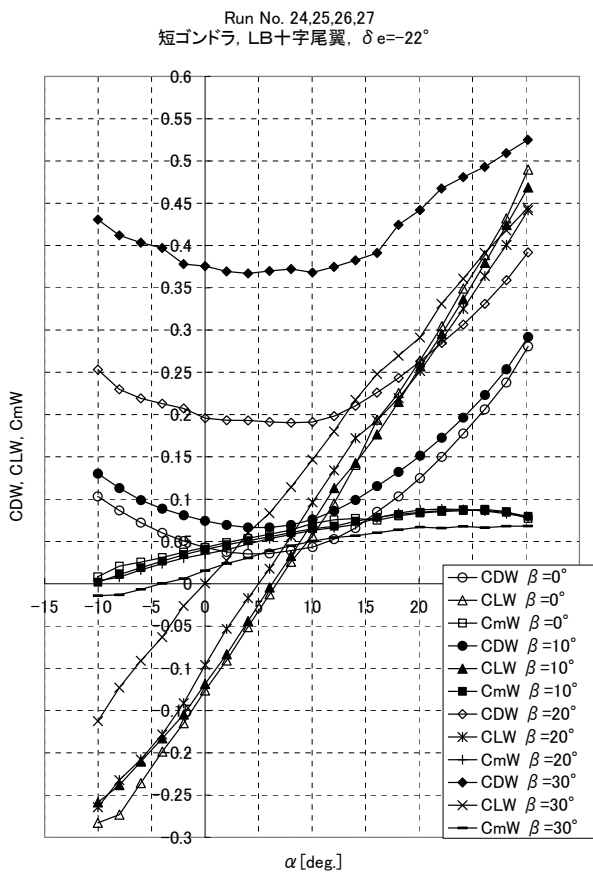


図 7-21 L B 十字尾翼昇降舵角 -22° (縦 3 分力)

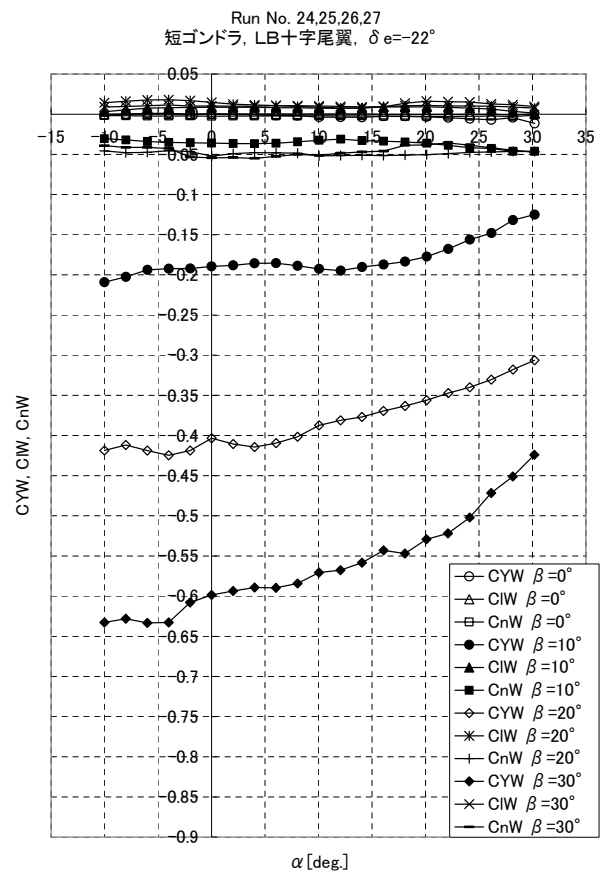


図 7-22 L B 十字尾翼昇降舵角 -22° (横 3 分力)

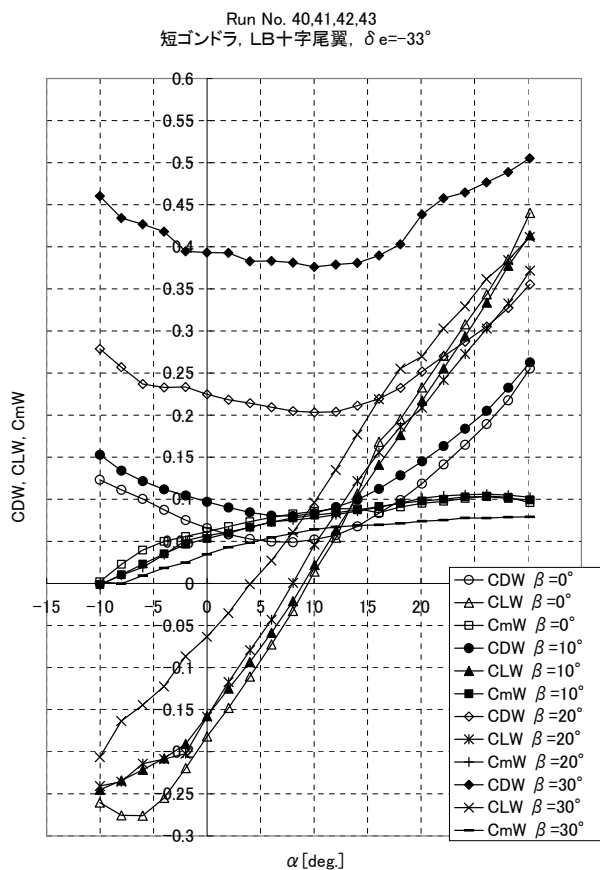
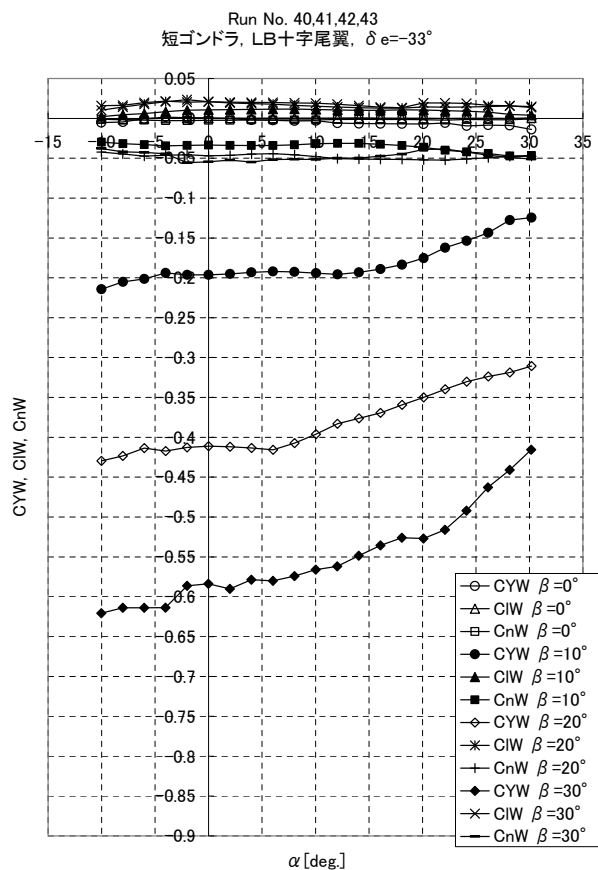
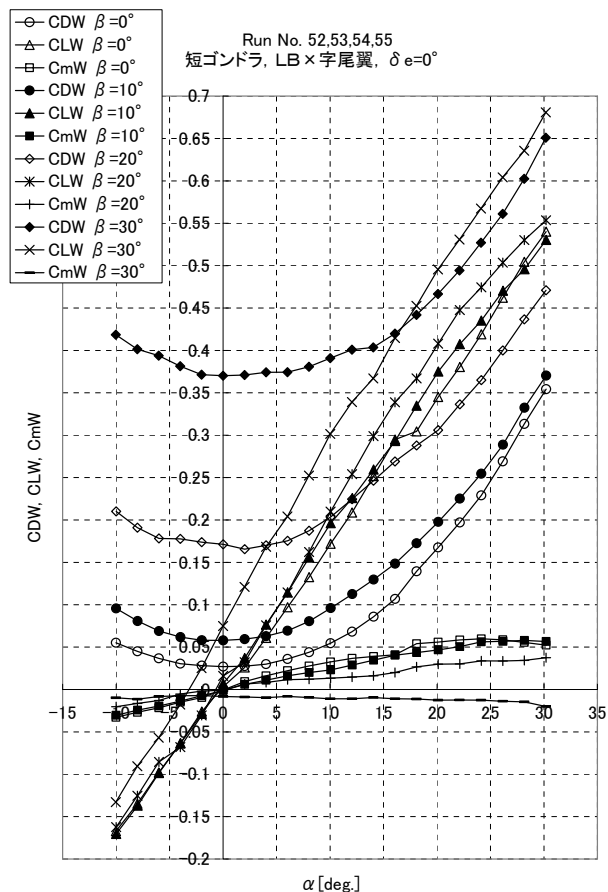
図 7-23 LB十字尾翼昇降舵角 -33° (縦3分力)図 7-24 LB十字尾翼昇降舵角 -33° (横3分力)

図 7-25 LB×字尾翼 (縦3分力)

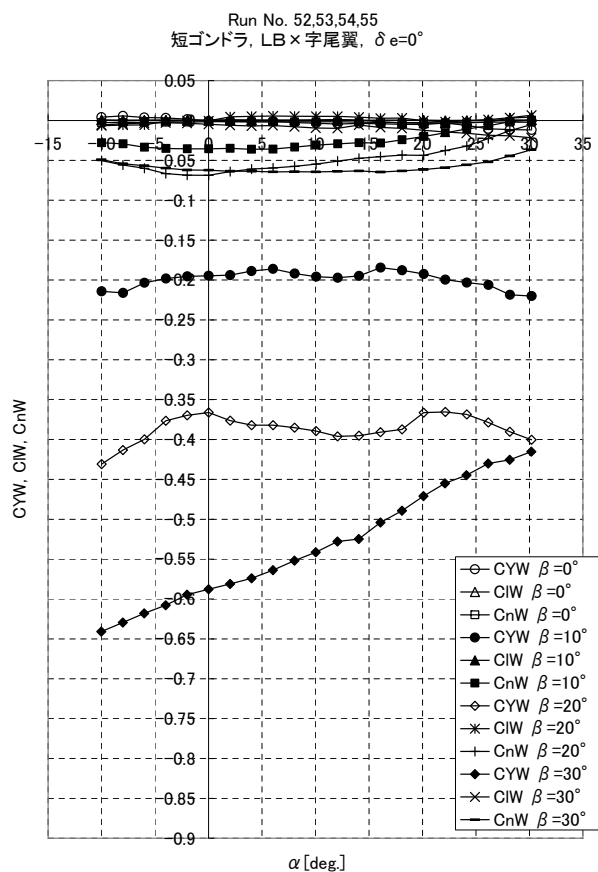


図 7-26 LB×字尾翼 (横3分力)