

経年小型航空機の残存強度試験*

外 崎 得 雄*1、上 田 哲 彦*1

Residual Strength Tests of Aged Light Aircraft

Tokuo SOTOZAKI and Tetsuhiko UEDA

ABSTRACT

The residual strength of three aged FA-200-180 light aircraft was tested in order to confirm the integrity of the aircrafts primary structures. These aircraft have been used in training for about 25 years at the Civil Aviation College. The test results did not show any deterioration in aircraft primary structure compared with the original prototype aircraft in the design limit load range. These aircraft maintained their strength without detrimental or permanent deformation up to the design limit load and, furthermore, without failing for more than three seconds at the ultimate load. Failures of each airframe occurred at 198%, 200% and 199% of the design limit load respectively. It was thus demonstrated that the primary structures of these aircraft have retained adequate structural integrity even after 25 years.

Key Words : Aged Aircraft , Strength, Static test

概 要

我が国のメーカーが独自に開発し量産した小型航空機FA-200-180型機3機の経年機体について、機体主構造（特に主翼および胴体）の残存強度評価を目的に静荷重試験を行った。この機体は、約25年の間航空大学校において学生の訓練飛行に使用されたものである。試験結果は、機体開発時試験結果と比較し、3機とも制限荷重の範囲において、経年による機体構造の劣化は見られなかった。制限荷重に対して安全上有害な残留変形は存在せず、更に終極荷重に対して3秒間以上耐荷した。また、破壊荷重は、制限荷重のそれぞれ198%、200%および199%と3機の間でバラツキは極めて少ない良好な結果であり、25年後でも機体は十分な強度および剛性を有していたことを証明した。

1. はじめに

航空機をより安全な輸送システムにするということは、航空機に関連する仕事に携わるものすべてに共通の願いである。設計、製作および運用においてその安全性を常に追求していくことは、当然のことであるが、設計に沿った運用においても長い年月の間には種々の要因による影響を受けてその性能の劣化が考えられる。したがって、その劣化の評価は安全性を確保する重要な要素となる。繰返し荷重による疲労強度解析や運航の機体維持管理方法の進歩により長い年月にわたって使用し続ける

機体の数が増え続けている。その一方では、経済的な理由により経年機を使い続ける現実を引き起こしている。ひとつの推定では、西暦2,000年で4,474機の大型輸送機が設計寿命を越えるという*)。

これらの機体の安全性をいかに保証していくかを考えていかなければならない。機体の経年に対する強度保証は、設計の段階で行うことが困難であるから機体を使用しながら検査や試験をしてモニターしていかざるを得ない。しかし、実際に使用している機体の強度試験を実現す

*) FAA Thomas Swift氏の私信、1997.1

* 平成11年8月10日受付 (received 10 August 1999)

* 1 : 構造研究部 (Structures Division)

ることは容易ではない。

今回、運輸省の協力を得て航空大学校で使用していた小型航空機の提供を受けた。この機種の主構造の残存強度を確認する目的で合計 3 機の機体について静荷重試験¹⁾を行った。本報告は、これについて述べるものとする。この試験は特別重点研究「航空安全・環境適合技術の研究」のなかの「航空機の経年劣化に対する構造安全性の研究」として行われたものである。なお、同種の機体について行った振動試験結果は文献 2) に纏めてある。


2. 供試体

試験に用いた供試体 3 機はいずれも小型航空機 FA-200-180 型機³⁾で、国内メーカーが独自に開発し量産した機体である。全幅 9.42m、全長 7.98m、全高 2.59m の単発機である。試験の模様を図 1 に、機体の主要諸元と概略の三面図を図 2 に示す。

開発時の試験では、FA-200-160 型、880kg について全機静荷重試験が行われ、終極荷重負荷 10 秒後側胴部が破壊した。この試験により耐空性審査要領⁴⁾が要求する終極荷重負荷における耐荷 3 秒以上を満足し、機体構造の強度が証明された。この機種はその後、FA-200-180 型 940kg として最大離陸質量やエンジン出力を増加し、一部設計変更、補強したため、強度保証が追加されている。主翼については、左右一体構造様式から左右分離様式としたため主翼単独で主翼取付部の部分構造試験により強度確認が行われた。胴体については、破壊箇所外板板厚の増加、縦通材板厚の増加、縦通材と円框交点のダブラ追加等を行い、計算により強度確認が行われた。今回残存強度試験を行った FA-200-180 型 940kg 機体の基本構造は FA-200-160 型と同一である。主翼は 1 本主桁矩形翼、脚は固定式、主構造はアルミ合金からなるリベット構造である。

残存強度試験に用いた機体は、昭和 46、47 年に製作され約 25 年の間航空大学校において学生の訓練飛行に供されていたもので飛行時間各 12,539、10,782、11,829 時間、飛行回数は、7,031、6,161、7,202 回の機体である。

機体の最終点検は 12,000、10,000、11,000 時間の耐空証明検査で行われ、亀裂、腐食等のないことが確認されている。機歴は表 1 に示すとおりである。

これらの機体に、静荷重試験の目的を考慮して以下に示す構造の省略または変更を行った。機体構造の省略は、エンジンカウリング、主脚、座席シート（後）、垂直尾翼について行い、ダミー治具への変更部は、エンジン、座席シート（前）について行った。試験の際フラップ、補助翼は操舵系統を用い機械的に舵角を 0° に支持した。荷重負荷用パッド、の貼付位置を図 3 に示す。図中の□はテンションパッド、はシアパッドの別を示している。歪ゲージの貼付位置を図 4 に示す。図中の数字は測定点番号、－は単軸ゲージ、∟はロゼットゲージの別を示している。キャビン後部の胴体外板部にゲージを密に貼付しているがこれは開発試験の全機静荷重試験において破壊した箇所に相当する位置である。

3. 試験

3－1 試験荷重^{5),6)}

運用中の航空機にかかる荷重は飛行中は操舵、突風荷重、地上においては着陸、走行荷重等が主な荷重である。航空機を新しく設計する場合機体構造の強度に関しては耐空性審査要領⁴⁾に従って使用用途に応じた荷重計算を行い、それに基づいて構造を設計し、強度および剛性について安全であることを計算で証明する必要がある。それと同時に同じ構造の機体に対して機体にとって最も厳しい荷重形態の時、制限荷重に対して安全上有害な残留変形がないこと、安全な運用を妨げる変形がないことおよび終極荷重に対して少なくとも 3 秒間は破壊することなく耐荷することを荷重試験で証明しなければならない。

供試体 FA-200-180 型機は、曲枝を許容する A 類として、操舵引き起こし荷重標定で設計されている。設計時の強度計算では、主翼／胴体の大部分は小迎角引き起こし荷重の方が大迎角引き起こし荷重に比べて剪断力、曲げモーメント力について厳しく、翼胴結合部に関しては逆に大迎角引き起こし荷重の方が剪断力について厳しく

表 1. 供試体機歴

供試体番号	# 1	# 2	# 3
旧登録番号	JA－3620	JA－3631	JA－3624
型 式	FA－200－180	FA－200－180	FA－200－180
製 造 番 号	FA－200－167	FA－200－199	FA－200－171
製造年月日	昭和 46 年 9 月 2 日	昭和 47 年 2 月 4 日	昭和 46 年 9 月 15 日
使用 期 間	昭和 46 年 9 月 27 日 ～平成 6 年 7 月 27 日	昭和 47 年 7 月 14 日 ～平成 6 年 7 月 22 日	昭和 46 年 9 月 19 日 ～平成 6 年 7 月 19 日
飛 行 時 間	12,539 時間	10,782 時間	11,829 時間
飛 行 回 数	7,031 回	6,161 回	7,202 回

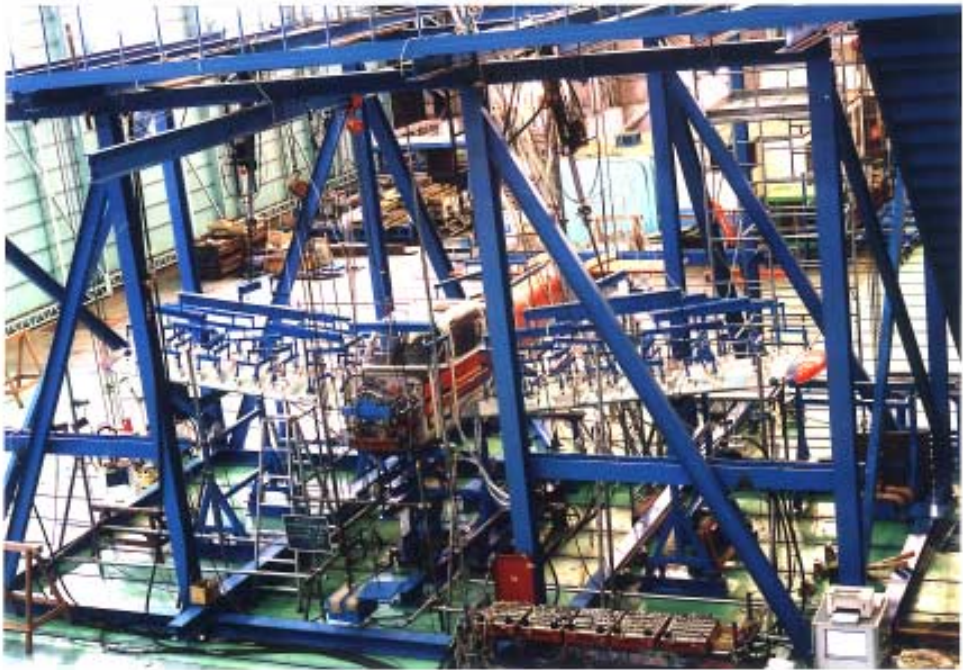


図1. 静荷重試験の様様

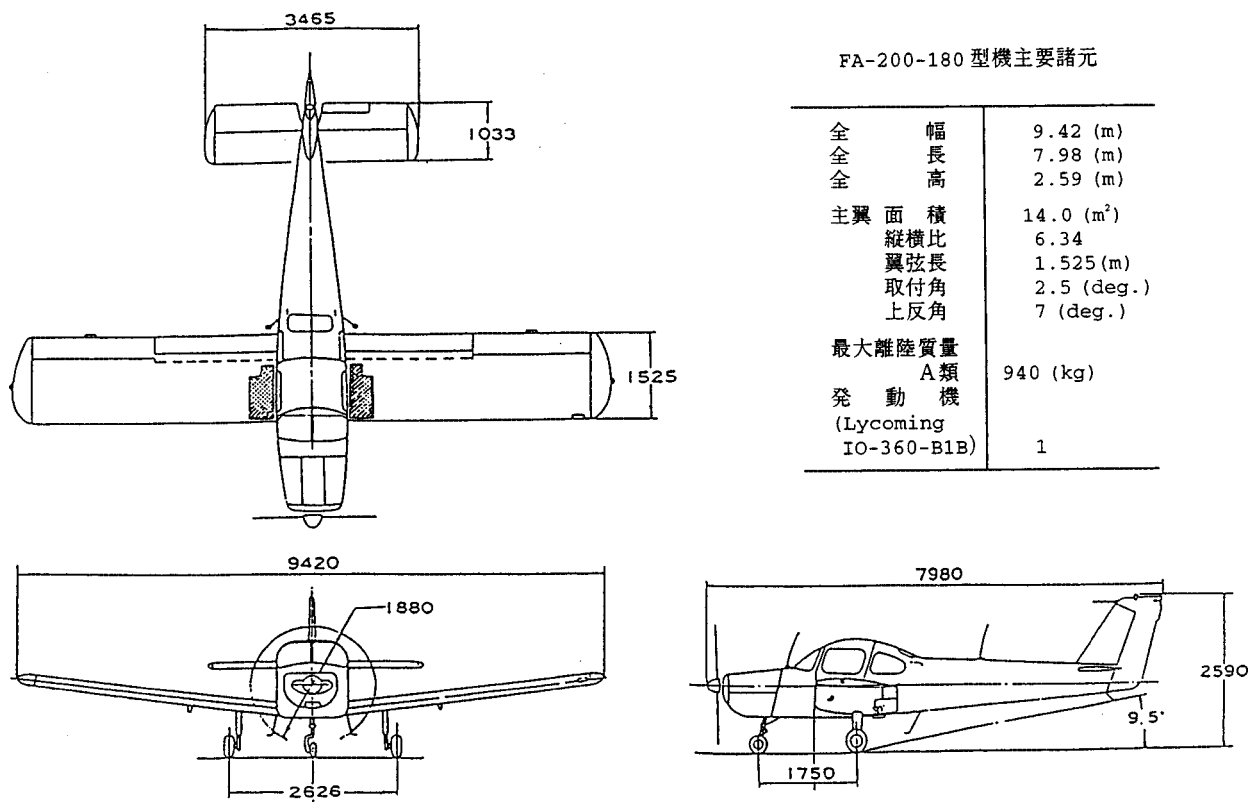


図2. FA-200-180 型機主要諸元と概略の三面図

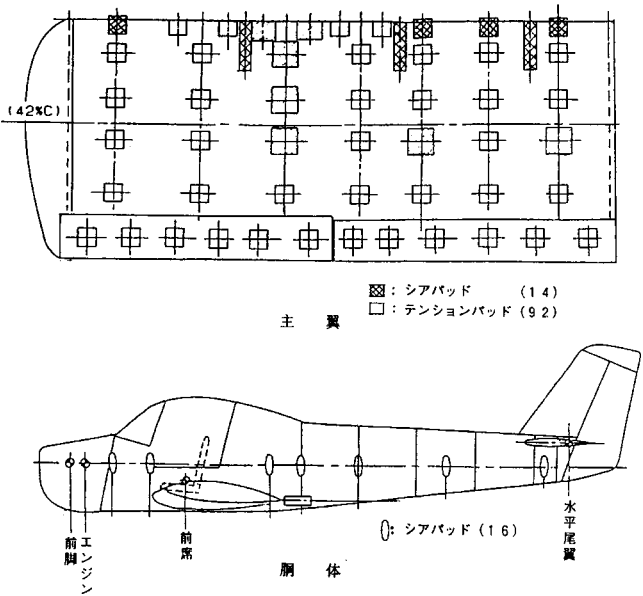


図3. 負荷パッド貼付位置

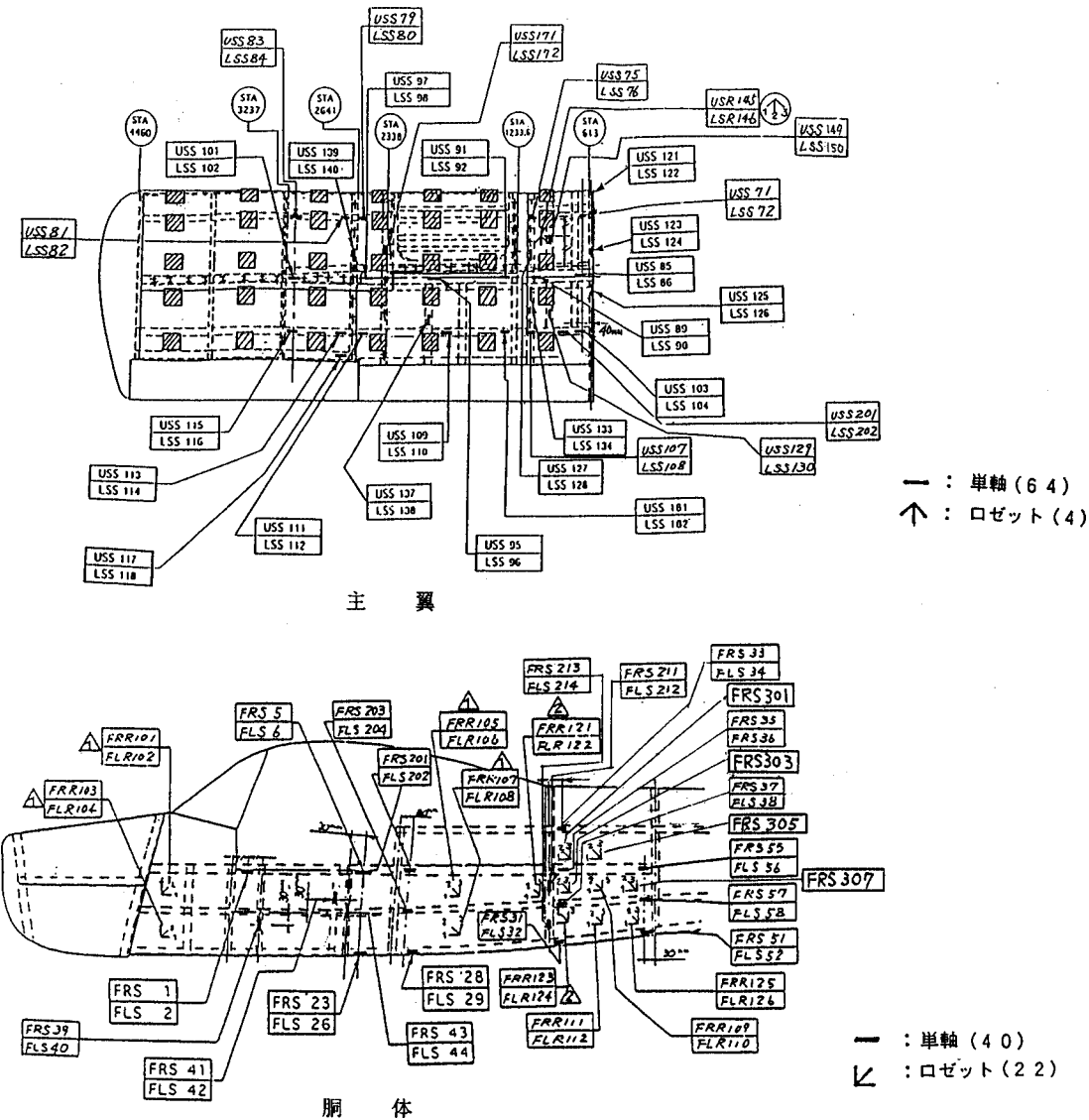


図4. 歪ゲージ貼付位置

なっている。機体主構造（特に主翼及び胴体）の残存強度の評価に関しては、飛行荷重の最大（6.0G、LMT）となるケースがほとんどの部位の標定となっている。また、開発時の全機静強度試験もほぼこのケースに絞って実証試験が行われている。本試験についても、操舵引き起こし荷重ケースについて行う。

強度試験における設計荷重の算出は以下の通りである。

主翼の翼面積 S : 14m²
 最大離陸質量 W : 940kg
 荷重倍数 n : 6

揚力 $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$ より機軸の法線方向空力係数

$C_{NA} = C_L$ とおいて

$C_{NA} = \frac{2nW}{\rho V^2 S}$ となる。

また、失速迎え角 $\alpha_W = 24.8^\circ$ の時 (C_{NA}) max となり、荷重倍数6、設計運動速度 $V_A = 251\text{km/h}$ で、上の式より $C_{NA} = 1.325$ となる。また、迎え角 $\alpha_W = 6.5^\circ$ で設計急降下速度 $V_D = 325\text{km/h}$ の時 $C_{NA} = 0.787$ となる。

参考文献 7) より空力係数は、迎え角 24.8° と 6.5° の時以下になる。

迎え角 ($^\circ$)	α_W : 24.8	6.5
主翼に垂直方向の係数	C_{ZW} : 1.332	0.801
空力中心まわりの振りモーメント係数	$C_{m1/4}$: -0.010 - 0.035	
水平尾翼に垂直方向の係数	C_T : -0.007 - 0.014	
主翼に平行方向の係数	C_{XW} : -0.336	

また、参考文献 7) より翼弦方向風圧分布曲線を図 5-1、図 5-2 に、翼幅方向風圧分布曲線を図 6 に示す。

上記の係数と曲線を用いて、機軸に垂直方向成分と平行方向成分の空気を片翼について求める。

$$F_{ZW} = \frac{1}{2} q S C_{XW}$$

$$F_{XW} = \frac{1}{2} q S C_{ZW}$$

但し、 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$

主翼に掛かる荷重は、垂直方向空力と構造の慣性力より上下方向の剪断、曲げモーメントおよび振りモーメント力を翼幅方向風圧分布に従って求める。

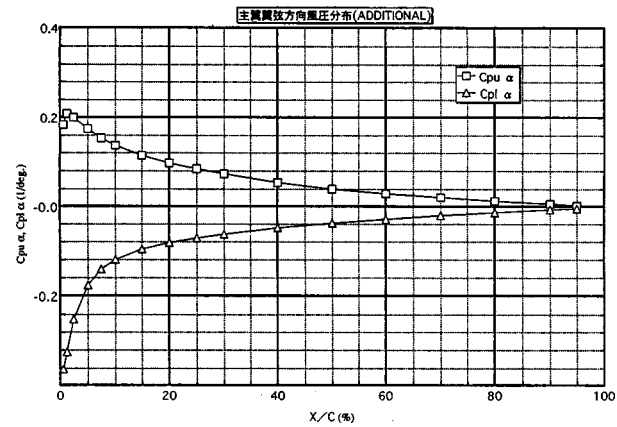


図 5-1. 主翼翼弦方向風圧分布 (迎え角 0°)
 参考文献 7) より

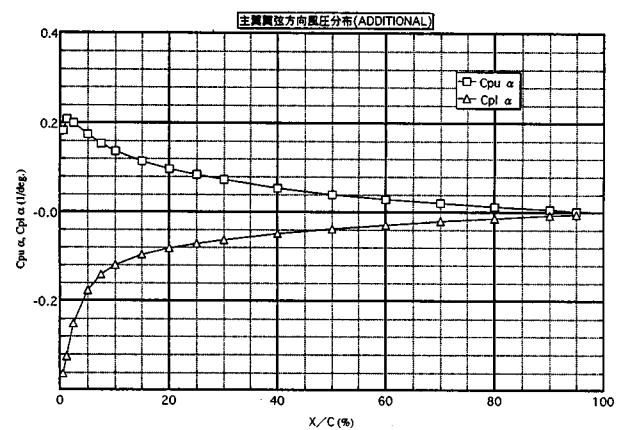


図 5-2. 主翼翼弦方向風圧分布 (揚力曲線勾配)
 参考文献 7) より

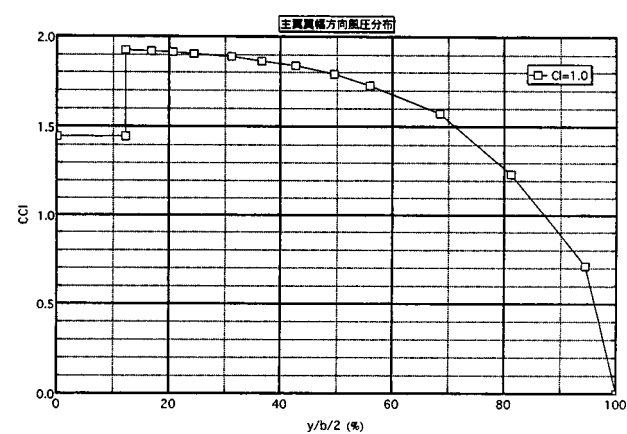


図 6. 主翼翼幅方向風圧分布
 参考文献 7) より

$$\text{剪断力} \quad S_F = F_{ZW} S_A + S_I$$

$$\text{曲げモーメント力} \quad M_B = F_{ZW} S_A y + M_{BI}$$

$$\text{振りモーメント力} \quad M_T = F_{ZW} S_A M_{TA} + M_{TI}$$

ここで、 S_A は翼幅方向風圧分布係数、 y は翼幅方向の距離、 M_{TA} は弾性軸まわりモーメント、 S_I 、 M_{BI} 、 M_{TI} は構造の慣性力である。慣性力分布を主翼について図7-1、図7-2に、胴体について図8に示す。

主翼に掛かる水平方向成分空気力と構造の慣性力より前後方向の剪断、曲げモーメント力を翼幅方向風圧分布に従って求める。

$$\text{剪断力} \quad S_{FX} = F_{XW} S_A + S_{XI}$$

$$\text{曲げモーメント力} \quad M_{BX} = F_{XW} S_A y + M_{BXI}$$

ここで、 S_{XI} 、 M_{BXI} は構造の慣性力分布である。

胴体に掛かる荷重については、剪断、曲げモーメント力を次式により求める。

$$\text{剪断力} \quad S_F = S_{WMT} + F_t + S_L + S_I$$

$$\text{曲げモーメント力} \quad M_B = M_W + M_{Ft} + M_L + M_I$$

ここで、 S_{WMT} は弾性軸まわりの力、 F_t は尾翼の揚力、 S_L は主翼の胴体部揚力、 S_I は構造の慣性力である。 M_W 、 M_{Ft} 、 M_L 、 M_I はそれに伴うモーメントである。

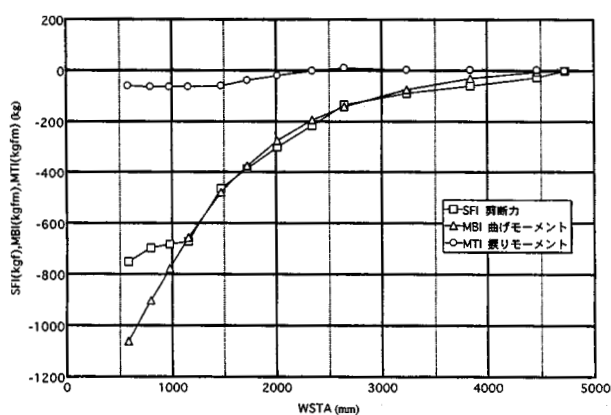


図7-1. 主翼の慣性力分布

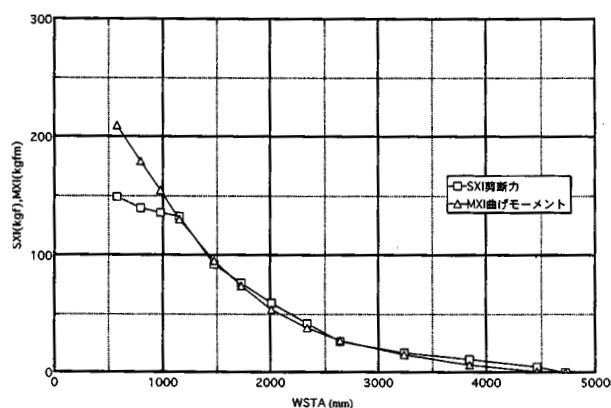


図7-2. 主翼の慣性力分布 (前後方向)

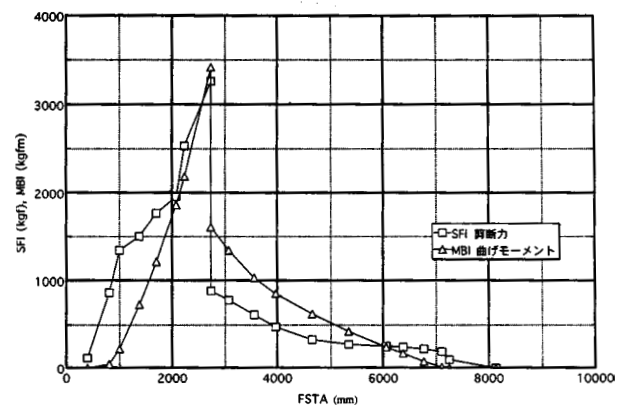


図8. 胴体の慣性力分布

A類開発時の全機強度試験は、翼胴結合部が小迎角引き起こしに比べて厳しくなる大迎角引き起こし荷重と、主翼と胴体が大迎角引き起こし荷重に比べて厳しくなる小迎角引き起こし荷重をそれぞれ主翼と胴体に組み合わせ荷重として同時に負荷した。その際、翼胴結合部に荷重の不釣り合いが生じるため補正荷重を加えて行われたが、本試験では2つの荷重ケースを別々に実施する。大迎角引き起こし荷重ケースはストレインサーベ이를重視して制限荷重までとし、小迎角引き起こし荷重ケースは制限荷重、終極荷重から更に破壊までとして実施する。

3-2 試験荷重ケース

- (1) 大迎角引き起こし荷重 (A類、940kg)、制限荷重 (6.0G)

設計運動速度 V_A から引き起こし操舵を行ったときの飛行荷重を模擬した荷重

(供試体#1について行い、#2以降の試験は#1の結果を検討して決める。)

- (2-1) 小迎角引き起こし荷重 (A類、940kg)、制限荷重 (6.0G)

設計急降下速度 V_D から引き起こし操舵を行ったときの飛行荷重を模擬した荷重

- (2-2) 小迎角引き起こし荷重 (A類、940kg)、終極荷重、破壊荷重

荷重は (2-1) と同じ荷重形態で、終極から破壊まで負荷する。

3-3 荷重負荷位置・荷重分布および変位計測位置

荷重負荷は、図3に示した負荷パッド貼付位置と翼挟みを用いた水平尾翼位置、ダミー治具を用いた脚、エンジン、前席位置に荷重ケースで示した荷重を離散的に負荷した。離散化は、主翼の上下方向荷重について、大迎角と小迎角荷重ケースともに翼弦方向は設計時16分割に対して、試験時3分割とした。その方法は図9と図10に示すように、0~42%コード、42%~82%コード、82%~100%コードとし、荷重点はそれぞれ14%コード、

58%コード、88%コード3点を代表点とした。主翼翼幅方向分割については、大迎角、小迎角とも設計時12分割であったが翼構造が単純であり、標定と考えられるのが翼根部であったため試験時、7分割で十分とした。設計荷重と試験荷重の値を両者比較して表2と表3に、荷重分布を図11と図12に示す。前後方向荷重については、大

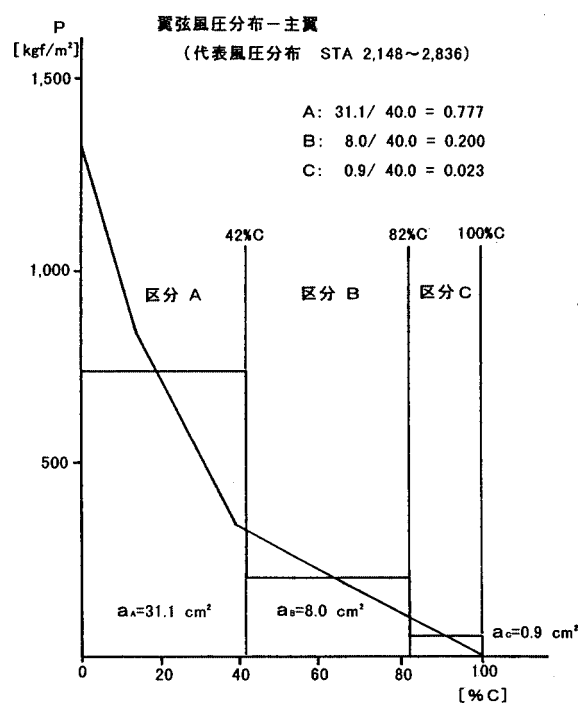


図9. 主翼翼弦風圧荷重分布 (大迎角引き起こし)

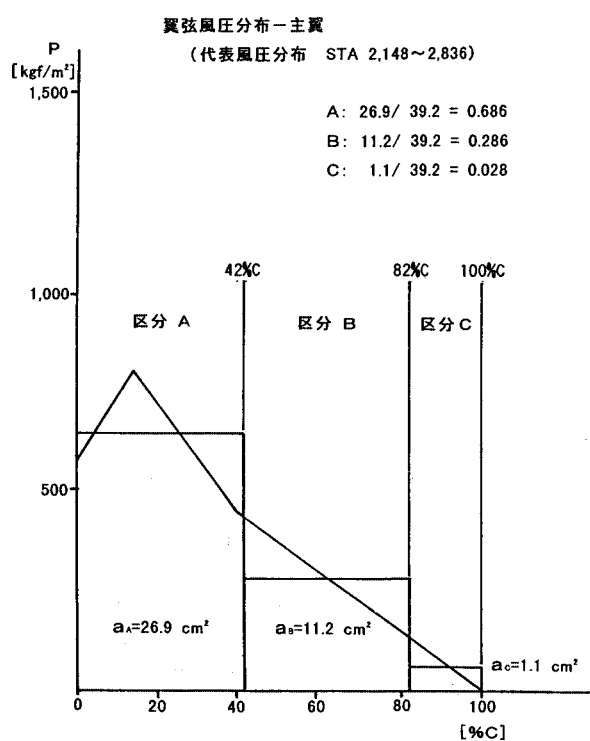


図10. 主翼翼弦風圧荷重分布 (小迎角引き起こし)

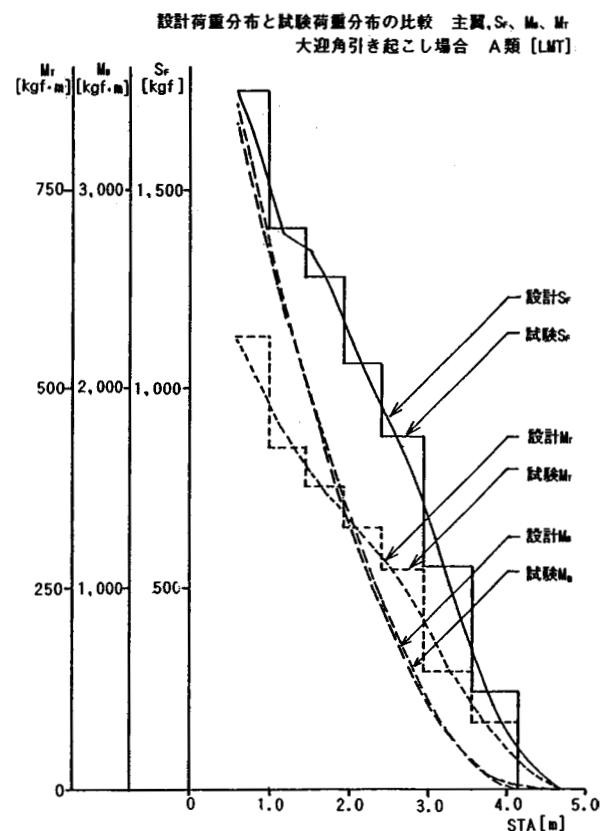


図11. 主翼上下方向荷重分布 (大迎角引き起こし)

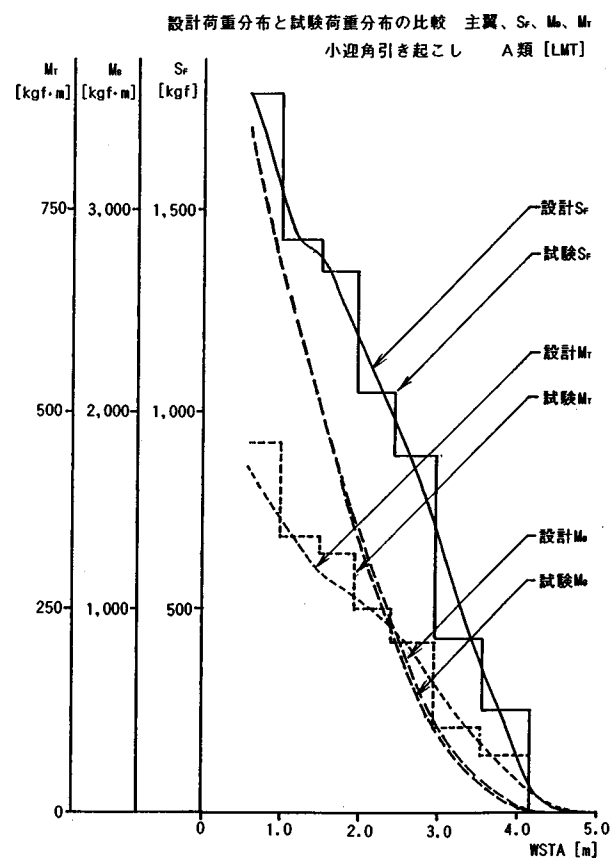


図12. 主翼上下方向荷重分布 (小迎角引き起こし)

表 2．主翼上下方向試験荷重と設計荷重－ S_F 、 M_B 、 M_T （大迎角引き起こし）

試験荷重								設計荷重			
WSTA	WSTA TOTAL	S_F	M_B	WSTA	翼弦風圧分布	翼弦方向	M_T	WSTA	S_F	M_B	M_T
(m)	PAD LOAD	(kgf)	(kgf m)	(m)	係数	荷重	(kgf m)	(m)	(kgf)	(kgf m)	(kgf)
		0									
4.137	240.22	240.22		4.137	0.777 0.200 0.023	186.65 48.04 5.53	83.73	4.720	0	0	0
								4.460	5	4	13
3.537	312.85	240.22 553.07	144.1	3.537	0.777 0.200 0.023	243.08 62.57 7.20	145.13	3.837	209	61	70
								3.237	508	284	151
2.937	324.02	553.07 877.09	476.0	2.937	0.777 0.200 0.023	251.76 64.80 7.45	237.66	2.641	853	679	255
								2.338	977	961	295
2.385	184.35	877.09 1061.44	960.1	2.385	0.777 0.200 0.023	143.24 36.87 4.24	326.74	2.010	1129	1313	334
								1.724	1253	1633	366
1.925	217.88	1061.44 1279.32	1448.4	1.925	0.777 0.200 0.023	169.29 43.58 5.01	377.04	1.474	1354	1963	394
								1.155	1393	2417	449
1.465	128.49	1279.32 1407.81	2036.9	1.465	0.777 0.200 0.023	99.84 25.70 2.96	425.44	0.975	1512	2685	482
								0.795	1635	2964	513
0.975	335.19	1407.81 1743	2726.7	0.975	0.777 0.200 0.023	260.44 67.04 7.71	567.34	0.580	1743	3324	560
0.580		1743	3415.2	0.58							

表 3．主翼上下方向試験荷重と設計荷重－ S_F 、 M_B 、 M_T （小迎角引き起こし）

試験荷重								設計荷重			
WSTA	WSTA TOTAL	S_F	M_B	WSTA	翼弦風圧分布	翼弦方向	M_T	WSTA	S_F	M_B	M_T
(m)	PAD LOAD	(kgf)	(kgf m)	(m)	係数	荷重	(kgf m)	(m)	(kgf)	(kgf m)	(kgf)
		0									
4.137	255	255		4.137	0.686 0.286 0.028	175.185 72.93 7.14	70.42	4.720	0	0	0
								4.460	5	4	11
3.537	170	255 425	153.0	3.537	0.686 0.286 0.028	116.79 48.62 4.76	105.32	3.837	214	63	57
								3.237	519	290	120
2.937	460	425 885	408.0	2.937	0.686 0.286 0.028	316.02 131.56 12.88	209.55	2.641	870	694	203
								2.338	998	981	234
2.385	165	885 1050	896.5	2.385	0.686 0.286 0.028	113.36 47.19 4.62	250.68	2.010	1154	1341	259
								1.724	1281	1668	281
1.925	300	1050 1350	1379.5	1.925	0.686 0.286 0.028	206.1 85.8 8.4	322.77	1.474	1386	2006	300
								1.155	1429	2471	342
1.465	80	1350 1430	2005.5	1.465	0.686 0.286 0.028	54.96 22.88 2.24	344.11	0.975	1551	2746	368
								0.795	1676	3033	392
0.975	357	1430 1787	2701.2	0.975	0.686 0.286 0.028	245.26 102.10 10.00	461.30	0.580	1787	3401	431
0.580		1787	3407.1	0.580							

表 4. 主翼前後方向試験荷重と設計荷重－ S_{FX} 、 M_{BX} （大迎角引き起こし）

試験荷重			設計荷重		
WSTA (m)	S_{FX} (kgf)	M_{BX} (kgf m)	WSTA (m)	S_{FX} (kgf)	M_{BX} (kgf m)
0.580		－ 894.0571	0.580	－ 480	－ 894
1.180	－ 543.9	－ 567.7171	0.795	－ 449	－ 794
	－ 326.7		0.975	－ 418	－ 717
2.155	－ 326.7	－ 249.1846	1.155	－ 388	－ 644
	－ 230.3		1.474	－ 366	－ 523
3.237	－ 230.3		1.724	－ 336	－ 433
	0.0		2.010	－ 301	－ 345
			2.338	－ 258	－ 253
			2.641	－ 222	－ 181
			3.237	－ 133	－ 75
			3.837	－ 56	－ 18
			4.460	－ 3	0
			4.720	0	0

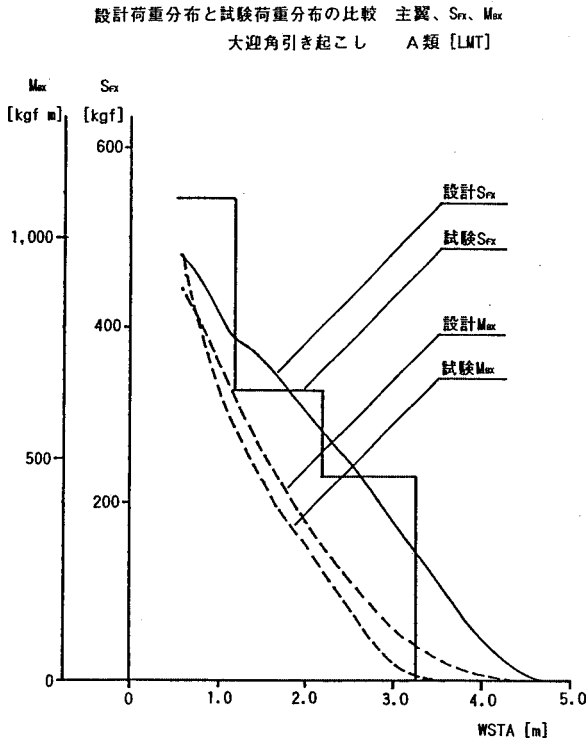


図 13. 主翼前後方向荷重分布（大迎角引き起こし）

迎角の場合、設計時12分割に対して試験時は3分割とした。設計時と試験時の荷重の値を表4と図13に比較して示す。トーナメントによる荷重負荷要領を図14、図15に示す。胴体の荷重分布については、大迎角、小迎角共に設計時19分割に対して試験時16分割とした。設計時と試験時の荷重値を比較して表5と表6に、荷重分布を図16と図17に示す。トーナメントによる荷重負荷要領を図18、図19に示す。主翼と胴体の上下方向変位計測位置を図20に示す。

3－4 試験方法

(1) 大迎角引き起こし荷重試験（制限荷重）

図21に示す架構内において、機体を自重吊り下げ装置によりバランスさせた状態で行う。荷重ケース(1)に示した荷重と全機釣り合いのための荷重を負荷パッドと翼挟み及びトーナメントを介して6本の油圧アクチュエータより制限荷重まで約1％／秒の増加率で負荷する。荷重ステップは、制限荷重の0～80％まで20％ステップ、80～100％まで10％ステップで増加し、100％制限荷重で機体構造に有害な変形のないことを確認した後、荷重を20％ステップで減少する。除荷後機体に残留変形のないことを確認する。なお、試験の途中、各ステップごとに歪と変位の測定記録と必要に応じて写真撮影を行う。試験のセットアップ概要を図22に示す。

(2－1) 小迎角引き起こし荷重試験（制限荷重）

試験は、機体を自重吊り下げ装置によりバランスさせた状態で行う。荷重ケース(2－1)に示した荷重と全機釣り合いのための荷重を負荷パッドと翼挟み及びトーナメントを介して4本の油圧アクチュエータより負荷する。その方法は、荷重を20％ステップとして大迎角引き起こし荷重試験と同様に行う。セットアップの概要を図23に示す。

(2－2) 小迎角引き起こし荷重試験（終極荷重、破壊荷重）

試験は、100％制限荷重までの荷重負荷は(2－1)の試験方法と同様に行う。100％制限荷重から終極荷重までの負荷は5％ステップで増加し、終極荷重で機体構造が3秒間耐荷することを確認の後、更に荷重を1％ステップで増加し破壊に至るまでこれを続ける。その間5％ステップ毎に歪と変位の計測を行う。

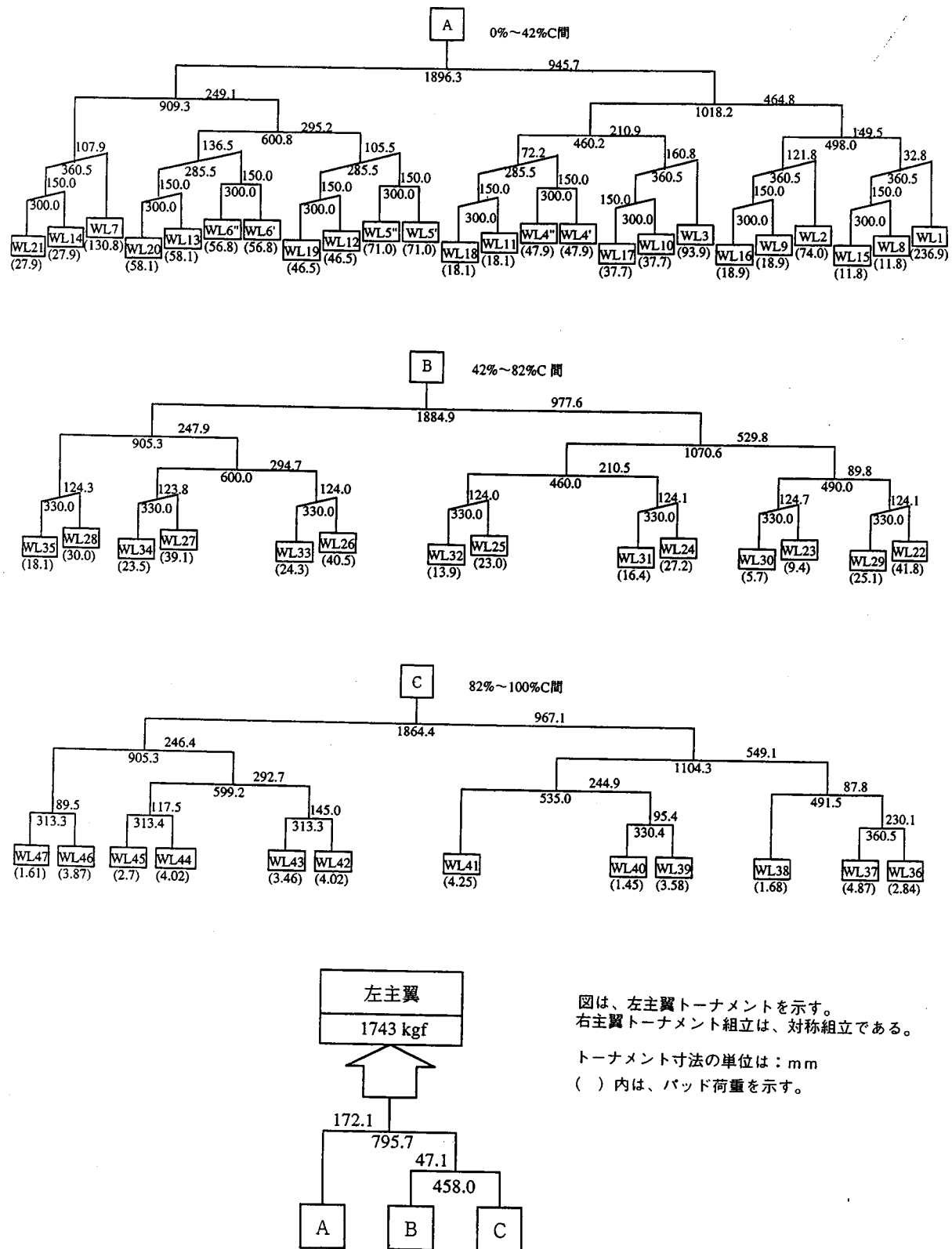


図 14. 荷重負荷要領：主翼 L/H (大迎角引き起こし)

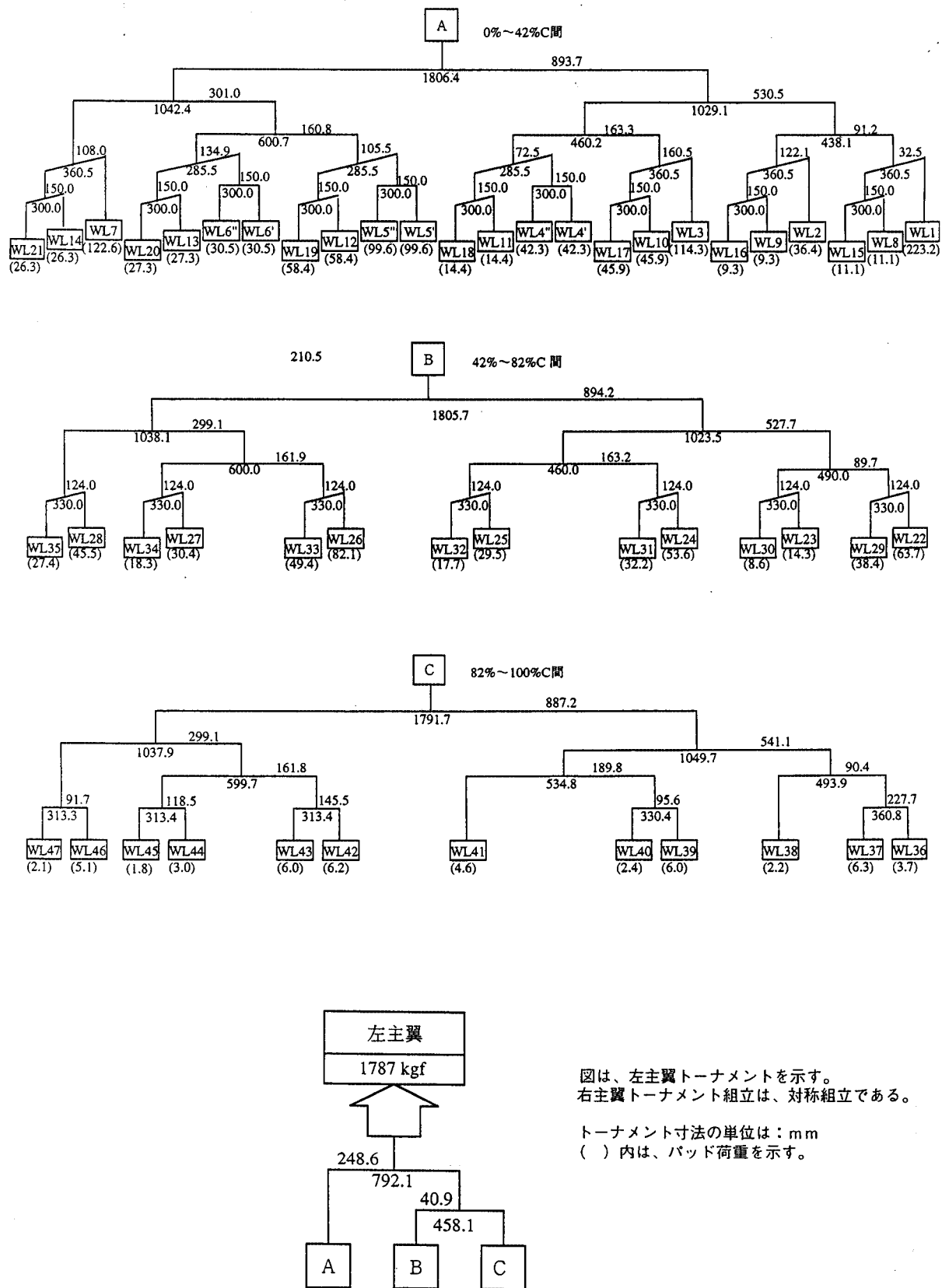


図 15. 荷重負荷要領：主翼 L/H (小迎角引き起こし)

表 5. 胴体試験荷重と設計荷重－ S_F 、 M_B （大迎角引き起こし）

試験荷重								設計荷重		
FSTA (m)	FSTA TOTAL PAD LOAD (kgf)	E/G.NLG. SEAT.H.T.LOAD (kgf)	主翼取付部 荷重 (kgf)	試験荷重 (kgf)	FSTA (m)	S_F (kgf)	M_B (kgf・m)	FSTA (m)	S_F (kgf)	M_B (kgf・m)
0					0			0	0	0
1.090		－ 900.0		－ 900.0	1.090	0.0	0.0	0.400	119	0
1.257		－ 600.0		－ 800.0	1.257	900.0	－ 150.3	0.800	855	－ 43
1.600	－ 360.0			－ 360.0	1.600	1500.0	－ 664.8	1.000	1322	－ 212
2.070	－ 96.8			－ 96.8	2.070	1860.0	－ 1539.0	1.380	1463	－ 710
2.235			1378.6	1378.6	2.235	1956.8	－ 1861.9	1.700	1719	－ 1175
2.5103		724.6		－ 724.6	2.5103	578.2	－ 2021.1	2.070	1786	－ 1767
2.7220			3486.0	3486.0	2.7220	1302.8	－ 2296.9	2.235	709	－ 2013
3.058			－ 1378.6	－ 1378.6	3.058	－ 2183.2	－ 1563.3	2.235	1298	－ 2292
3.550	－ 311.4			－ 311.4	3.550	－ 804.6	－ 1167.4	2.7220	－ 2194	－ 2292
3.930	－ 100.0			－ 100.0	3.930	－ 493.2	－ 980.0	3.058	－ 2136	－ 1589
4.650	－ 70.0			－ 70.0	4.650	－ 393.2	－ 696.9	3.550	－ 682	－ 1287
5.688	－ 30.0			－ 30.0	5.688	－ 323.2	－ 361.4	3.950	－ 554	－ 1077
6.779				0.0	6.779	－ 293.2	－ 41.5	4.650	－ 407	－ 787
6.8905	－ 263.2			－ 263.2	6.8905	－ 293.2	－ 8.8	5.350	－ 347	－ 537
7.105				0.0	7.105	－ 30.0	－ 2.4	6.053	－ 318	－ 310
7.1835	－ 30.0			－ 30.0	7.1835	－ 30.0	0	6.385	－ 295	－ 211
						0.0		6.779	－ 278	－ 98
								7.105	－ 223	－ 24
								7.250	－ 106	－ 8
								8.126	0	0

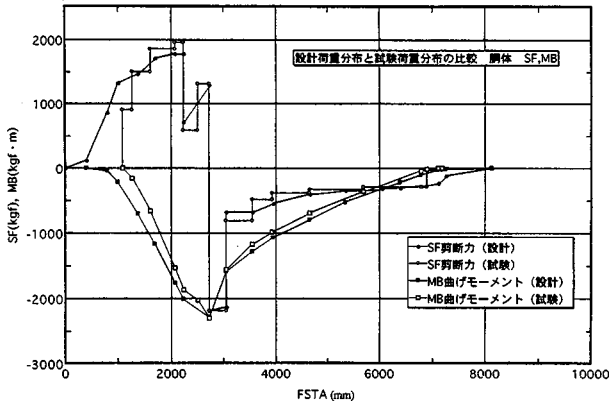


図 16. 胴体荷重分布（大迎角引き起こし）
設計荷重分布と試験荷重分布の比較 胴体、 S_F 、 M_B

表 6. 胴体試験荷重と設計荷重－ S_F 、 M_B （小迎角引き起こし）

試験荷重								設計荷重		
FSTA (m)	FSTA TOTAL PAD LOAD (kgf)	E/G.NLG. SEAT.H.T.LOAD (kgf)	主翼取付部 荷重 (kgf)	試験荷重 (kgf)	FSTA (m)	S_F (kgf)	M_B (kgf・m)	FSTA (m)	S_F (kgf)	M_B (kgf・m)
0					0			0	0	0
1.090		－ 1062.5		－ 1062.5	1.090 1.090	1.1 1063.6	0.5	0.400	119	0
1.257		－ 658.5		－ 658.5	1.257 1.257	1063.6 1722.1	－ 177.1	0.800	846	－ 44
1.600	－ 135.1			－ 135.1	1.600 1.600	1722.1 1857.2	－ 767.8	1.000	1319	－ 212
2.070	－ 171.2			－ 171.2	2.070 2.070	1857.2 2028.4	－ 1640.7	1.380	1458	－ 711
2.235			1121.0	1121.1	2.235 2.235	2028.4 907.4	－ 1975.4	1.700	1717	－ 1177
2.5103		－ 861.1		－ 861.1	2.5103 2.5103	907.4 1768.5	－ 2225.2	2.070	1897	－ 1810
2.7220			3574.0	3574.0	2.7220 2.7220	1768.5 － 1805.5	－ 2599.6	2.235	1272	－ 2116
3.058			－ 1121.0	－ 1121.0	3.058 3.058	－ 1805.5 － 684.5	－ 1992.9	2.7220	1649	－ 2638
3.550	－ 48.4			－ 48.4	3.550 3.550	－ 684.5 － 636.1	－ 1656.1	2.7220	－ 1927	－ 2638
3.930	－ 107.8			－ 107.8	3.930 3.930	－ 636.1 － 528.3	－ 1414.4	3.058	－ 1937	－ 1996
4.650	－ 59.3			－ 59.3	4.650 4.650	－ 528.3 － 469.0	－ 1034.0	3.550	－ 798	－ 1620
5.688	－ 40.2			－ 40.2	5.688 5.688	－ 469.0 － 428.8	－ 547.2	3.950	－ 653	－ 1364
6.779				0.0	6.779	－ 428.8	－ 79.4	4.650	－ 509	－ 1007
6.8905	－ 321.0			－ 321.0	6.8905 6.8905	－ 428.8 － 107.8	－ 31.6	5.350	－ 449	－ 688
7.105				0.0	7.105	－ 107.8	－ 8.5	6.053	－ 419	－ 392
7.1835	－ 107.8			－ 107.8	7.1835 7.1835	－ 107.8 0.0	0	6.385	－ 396	－ 260
								6.779	－ 379	－ 109
								7.105	－ 259	－ 24
								7.250	－ 114	－ 7
								8.126	0	0

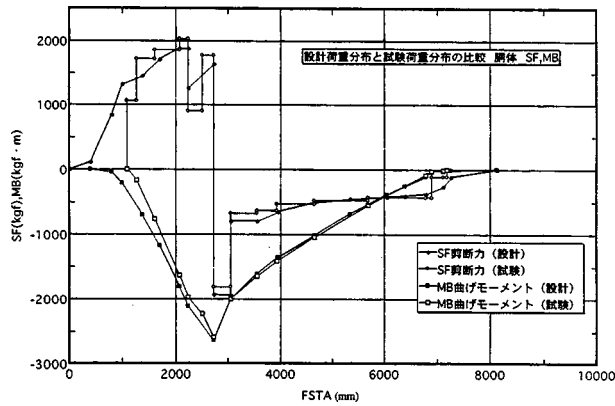


図 17. 胴体荷重分布（小迎角引き起こし）
設計荷重分布と試験荷重分布の比較 胴体、 S_F 、 M_B

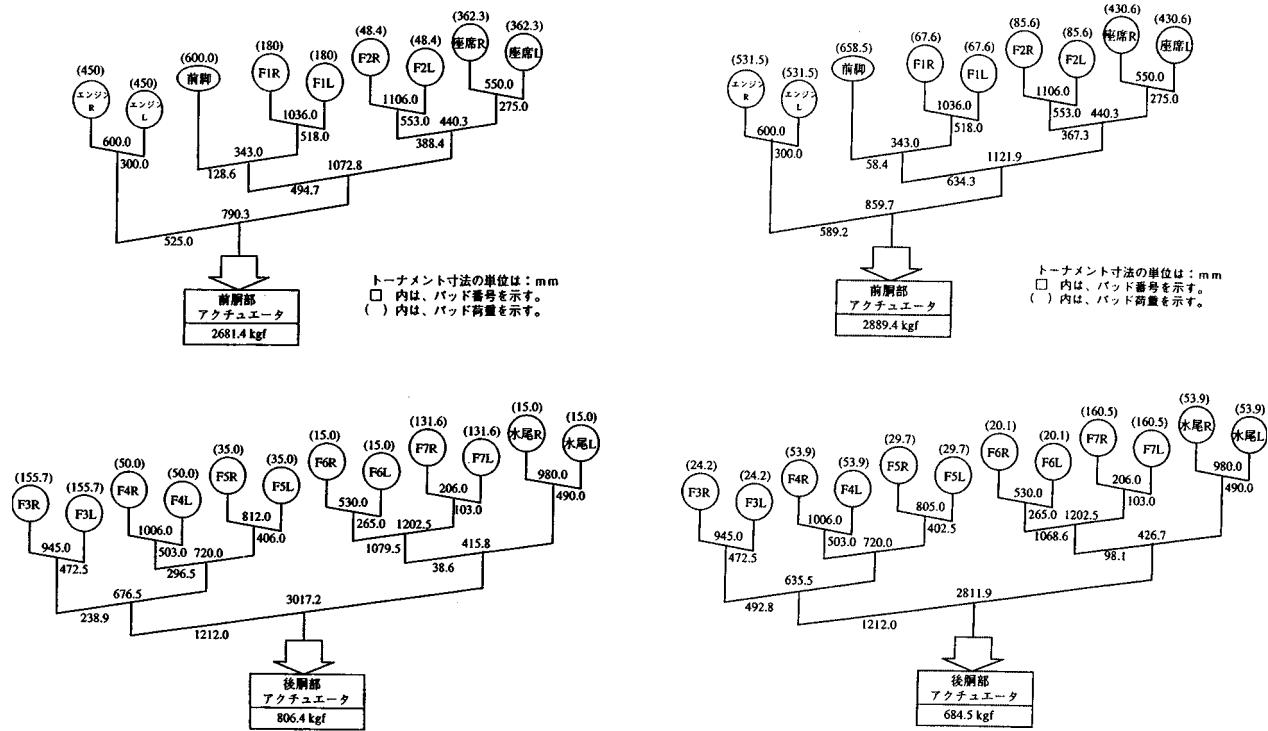


図 18. 荷重負荷要領：胴体（大迎角引き起こし）

図 19. 荷重負荷要領：胴体（小迎角引き起こし）

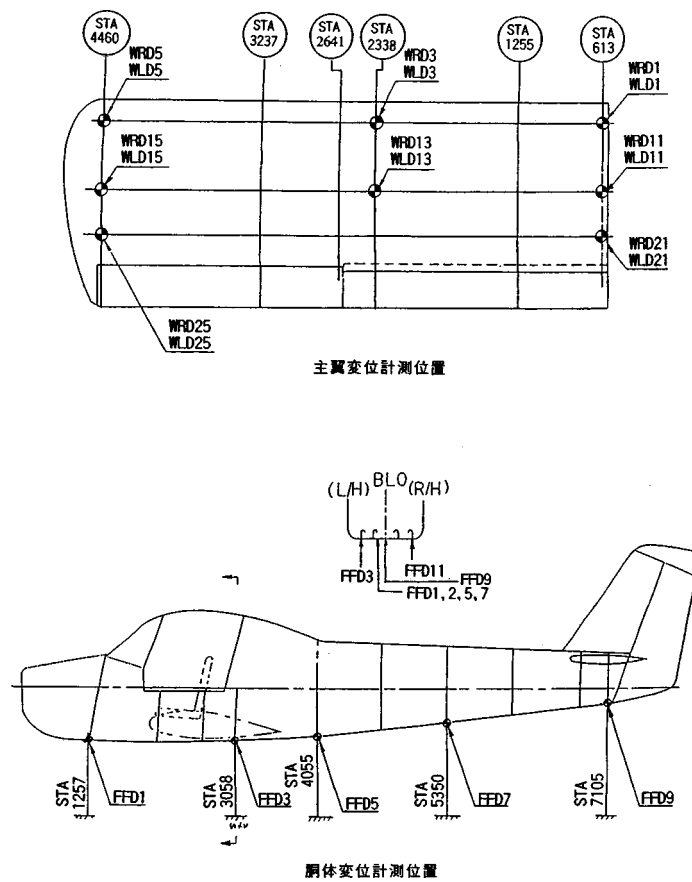


図 20. 変位計測位置

3-5 試験装置

残存強度試験に使用した試験装置は表7に示すとおり、架構、荷重負荷装置、測定装置から成っている。全体の試験セットアップ状況を図24に示す。

(1) 架構

試験装置の設計製作においては、機体の構造設計に対応した荷重負荷位置、荷重配分、負荷方法の設定を可能にする必要があり、設計応力の解析を反映したセンサー位置を設定可能とする必要がある。

設計時の要求は、

- 1. 供試体 FA-200-180 型機の残存強度試験に耐える強度および試験をするに十分な性能を持つものとする。
- 2. 主翼荷重は左右対称で、片翼当たり 5 ton の負荷が可能なものとする。
- 3. 左右の主翼の上方曲げ、前方曲げ、および胴体下方曲げの分布を、6 本のアクチュエータから、トーナメントを介して負荷する。
- 4. トーナメントから主翼および胴体への分布荷重は、負荷パッドを介して負荷される。

これらの設計要求を充分満たしていることを設計時の計算で確認した。また、作業性、安全性も考慮した設計とした。

(2) 荷重負荷装置

負荷荷重を生成するために MTS 社製の荷重負荷装置を使用した。この装置を用いて、予めプログラムした荷重ステップに従って複数本の油圧アクチュエータを同時に制御し、トーナメントを介して飛行荷重を模擬した荷重を供試体の適切な位置に離散的に負荷する装置である。本試験では、大迎角引き起こし荷重ケースの場合 6

表 7. FA - 200 - 180 残存強度試験使用機材

架構				1 式
トーナメント				
主翼トーナメント				1 式
胴体トーナメント				
負荷パッド				
テンションパッド組立				1 式
シアパッド組立				1 式
自重吊下げ装置				
自重吊下げ装置組立				1 式
受け台				
主翼受け台組立				3 式
胴体受け台組立				3 式
荷重負荷装置				1 式
アクチュエータ (MTS 負荷装置)				
5 ton	247.21	Tens. 50KN (11.2kIP)		
		Comp. 126KN (28.4kIP)	4 本	
10 ton	247.22	Tens. 97KN (21.9kIP)		
		Comp. 174KN (39.7kIP)	2 本	
アクチュエータ取り付け金具組立				1 式
油圧ポンプ (MTS 負荷装置)				1 式
制御装置 (MTS 負荷装置)				1 式
Model 468				
PDP-11				
測定装置				1 式
静歪測定装置 (東京測器研究所)				
データロガ	TDS-303		1 台	
スイッチボックス	ISW-50C		3 台	
	ASW-50C		1 台	
制御装置				1 式
本体	Power Macintosh 8500/180			
プリンタ	Canon Laser Shot LBP-730PS			
モニター	Apple Multiple Scan 20 Display			
ソフトウェア	東京測器研究所 Makaro-II			
歪ゲージ (東京測器研究所)				
単軸ゲージ	FLA-6-23-10LT		104 枚	
ロゼットゲージ	FRA-6-23-10LJCT		26 枚	
変位計 (東京測器研究所)				
巻き込みし変位計	DP-500C		29 個	

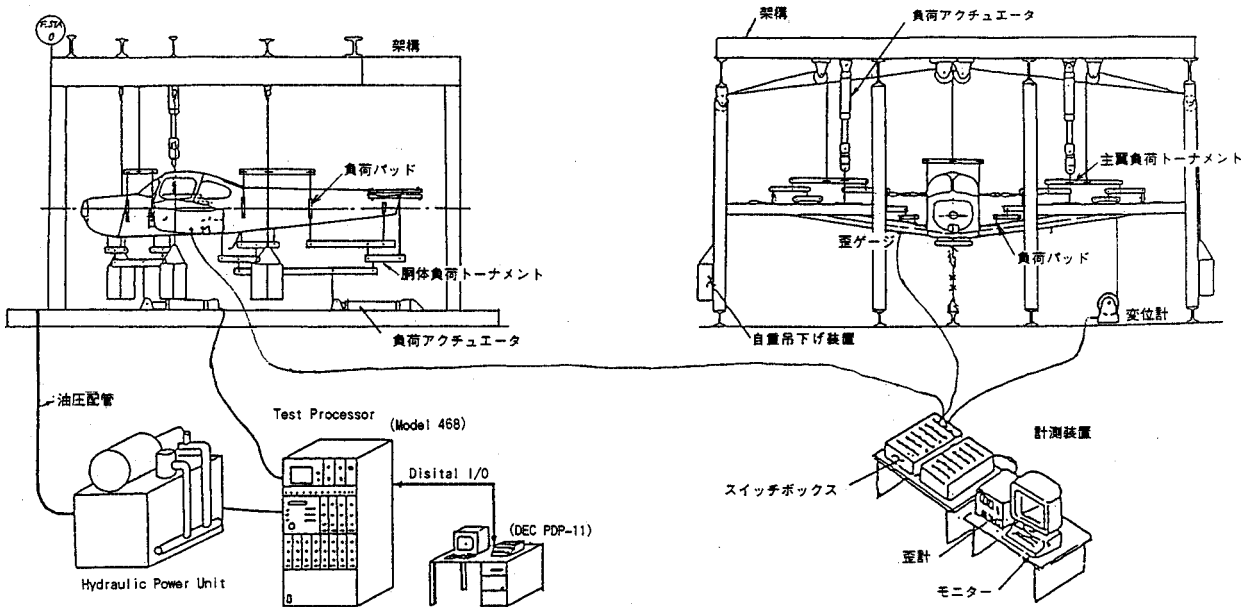


図 24. 残存強度試験・セットアップ状況

本、小迎角引き起こし荷重ケースの場合4本のアクチュエータを使用した。荷重負荷の際過度な荷重、変位を監視し制限を越えるような場合にリミッタが働く装置を用いた。

(3) 測定装置

歪、変位の測定とデータモニターに使用した。静歪の測定には、TDS-303型データログとISW-50C、ASW-50C型スイッチボックス (50ch.) 計4台を使用した。測定チャンネル数の内訳は、表8に示す通りである。歪の単軸が104箇所、ロゼット26箇所、変位が29箇所および荷重等合計218点である。静歪測定装置は、汎用ソフトとの組み合わせにより、設定荷重に到達後歪ゲージ出力、変位計出力を測定し、速やかにその結果を物理量への変換、グラフ表示を行った。この装置は、素早く全体を把握し試験を効率よく慎重に進めて行く上で有効であった。1ステップの測定に要した時間は約6秒であった。

4. 試験結果と考察

4-1 大迎角引き起こし荷重試験（制限荷重）

大迎角引き起こし荷重ケースの制限荷重試験について、主翼外板の荷重に対する歪出力結果を図25～図27に示す。図25の左上は前補桁、左下は主桁、右上は後補

桁の各桁に翼幅方向に平行に貼付した歪ゲージの出力を示す。但し、図左下のUSS85, LSS86, USS89, LSS90, USS91, LSS92, USS95, LSS96, USS97, LSS98は翼表面に露出している主桁フランジ表面に歪ゲージを貼付してある。図中のUSSは翼上面、LSSは翼下面を示す。図26-1の左上と左下には翼弦に平行方向の歪ゲージを小骨に沿って貼付した時の歪出力と、翼根に貼付したロゼットゲージ歪出力を示す。ロゼットゲージ出力のE_{max}は最大主歪、E_{min}は最小主歪、Γ_{max}は最大剪断歪である。図26-2の左上と左下には翼弦に平行方向の歪ゲージを小骨に沿って貼付した時の歪出力を示す。図27には左上に補桁、左下にキャリースルーウェブ、右上に主桁キャリースルーフランジに貼付した歪ゲージ出力を示す。図はいずれも、横軸は歪出力、縦軸は制限荷重(LMT)のパーセンテージで示してある。

次に、胴体外板の荷重に対する歪出力結果を図28、図29に示す。図28は機軸に平行方向の歪ゲージを各縦通材に沿って貼付した時の歪出力を示す。図中のFRSは胴体右側面、FLSは胴体左側面を示す。図29-1、図29-2は機軸に平行方向の歪ゲージを円框に沿って貼付した時の歪ゲージ出力と、機軸に直角方向の歪ゲージを円框に沿って貼付した時の歪出力を示す。

表8. 測定チャンネル数

歪ゲージ	主翼						胴体				合計
	外板 (左)		キャリースル ーフランジ		キャリースル ーウェブ		外板		キャリースル		
	表	裏	右	左	右	左	右	左	右	左	
単軸	30	30	2	2	—	—	18	18	2	2	104
ロゼット	1	1	—	—	1	1	13	9	—	—	26
	68						62				130

単軸：FLA-6-23-10LT（東京測器研究所製）
ロゼット：FRA-6-23-10JCT（東京測器研究所製）

変位計									
	主翼				胴体				合計
	前後		上下		前後	上下			
	右	左	右	左	中心	右	中心	左	
巻き込み式	3	3	8	8	1	1	4	1	29
	22				7				29

巻き込み式：DP-500C（東京測器研究所製）

負荷パッド	主 翼		胴 体			合計
	上 下	前 後	前後反力	前 胴	後 胴	
大迎角引き起こし	100 (8)	6 (6)	2 (2)	8 (8)	6 (6)	122 (30)
小迎角引き起こし	100 (8)	—	—	8 (8)	6 (6)	114 (22)

()：シアパッドの数

使用チャンネル数：218

7 (荷重)
182 (歪)
29 (変位)

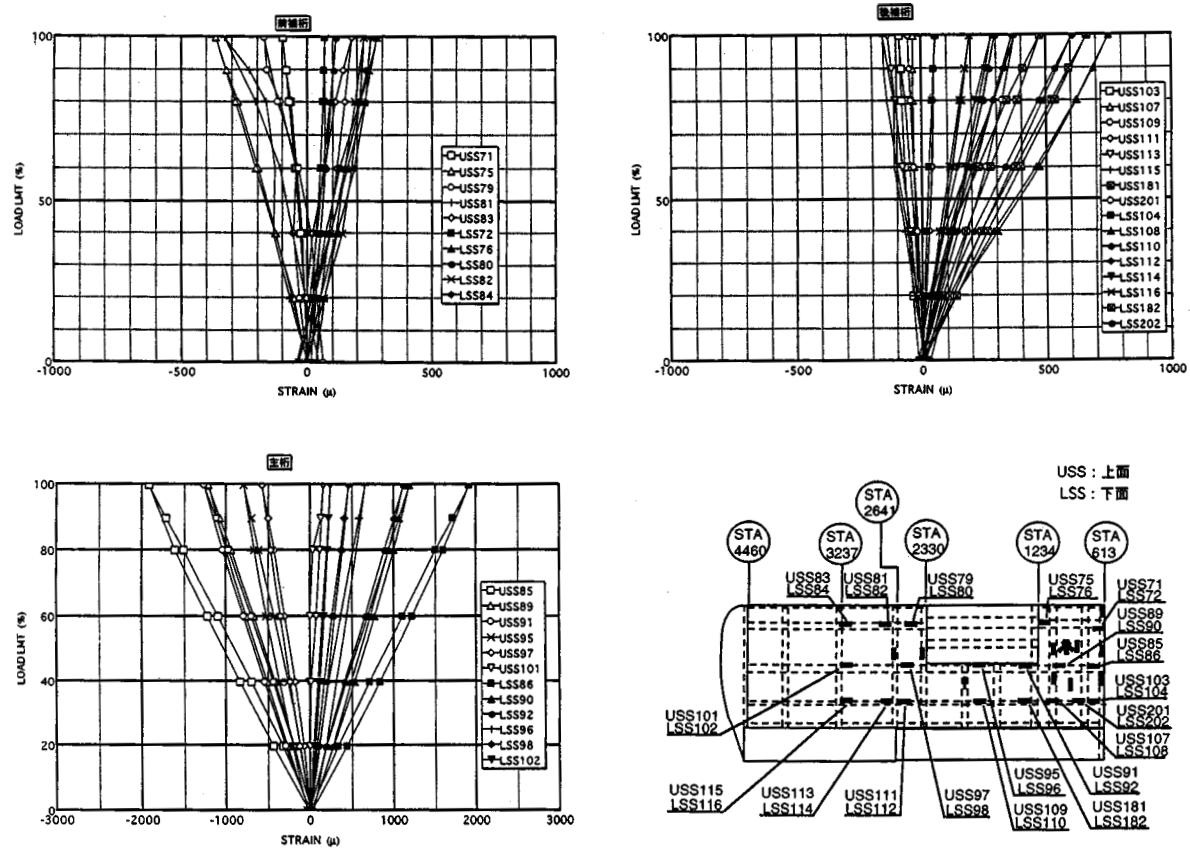


図 25. 主翼外板歪出力 (大迎角引き起こし)

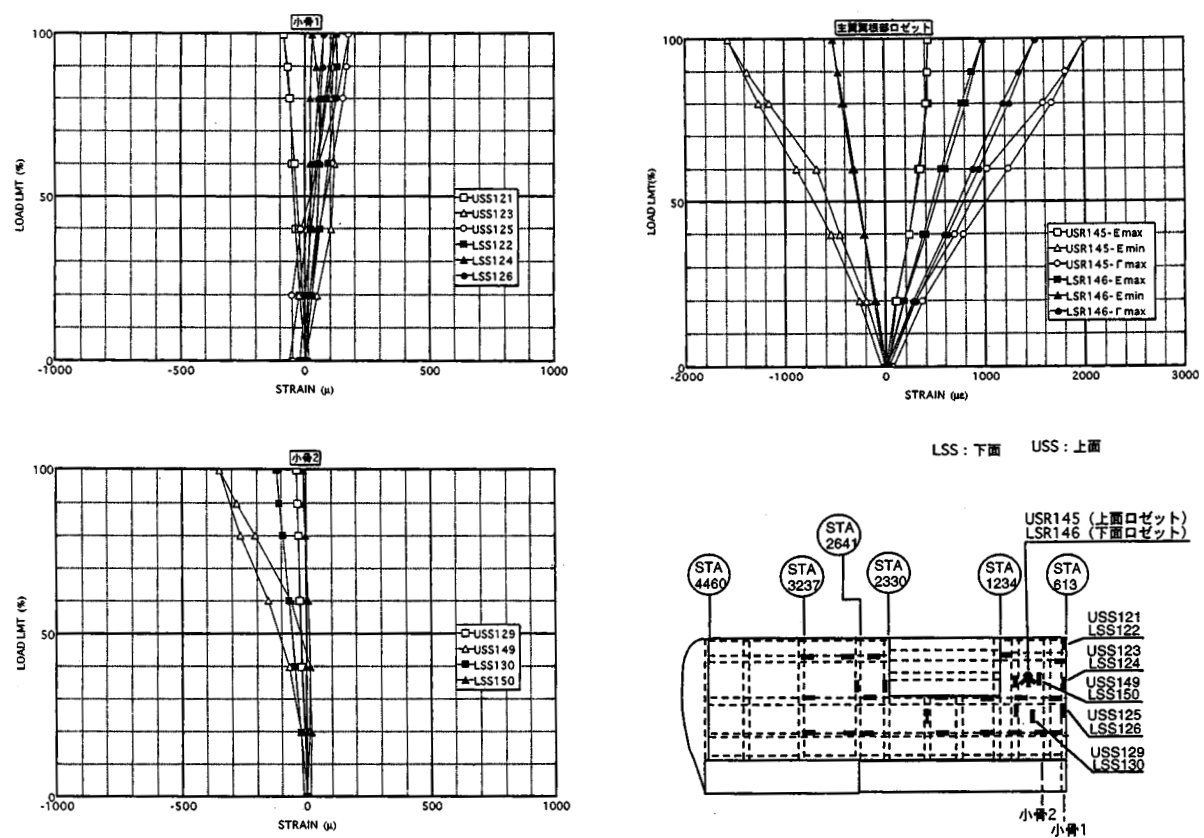


図 26 - 1. 主翼外板歪出力 (大迎角引き起こし)

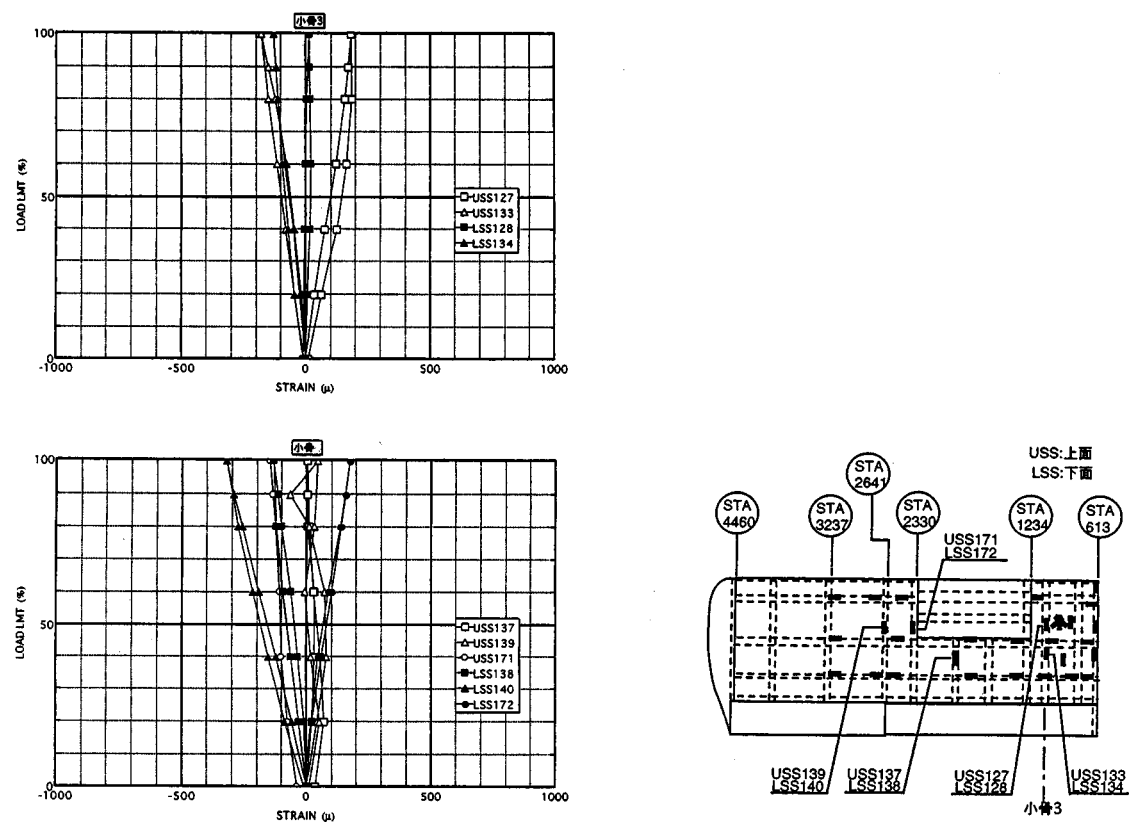


図 26-2. 主翼外板歪出力 (大迎角引き起こし)

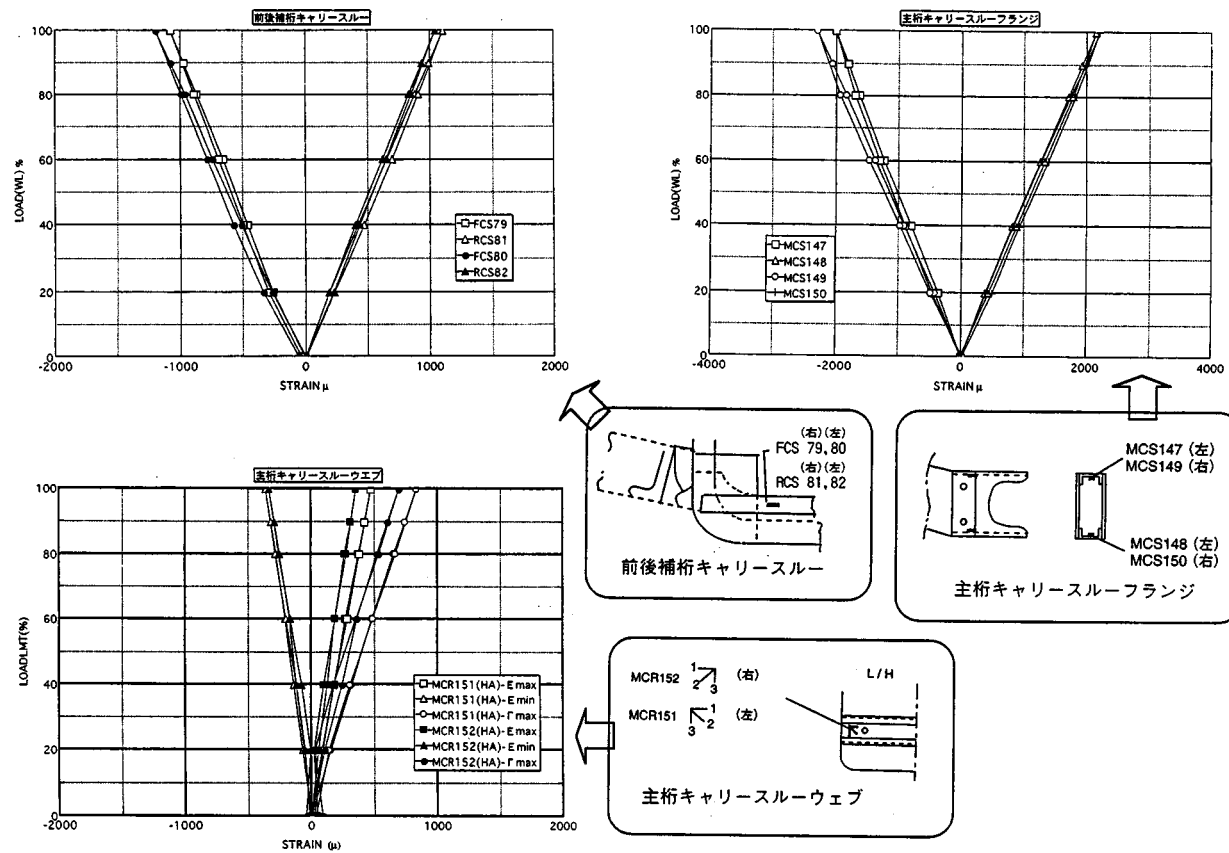


図 27. 主翼前後補桁キャリースルー、主桁キャリースルーウェブ、主桁キャリースルーフランジ歪出力 (大迎角引き起こし)

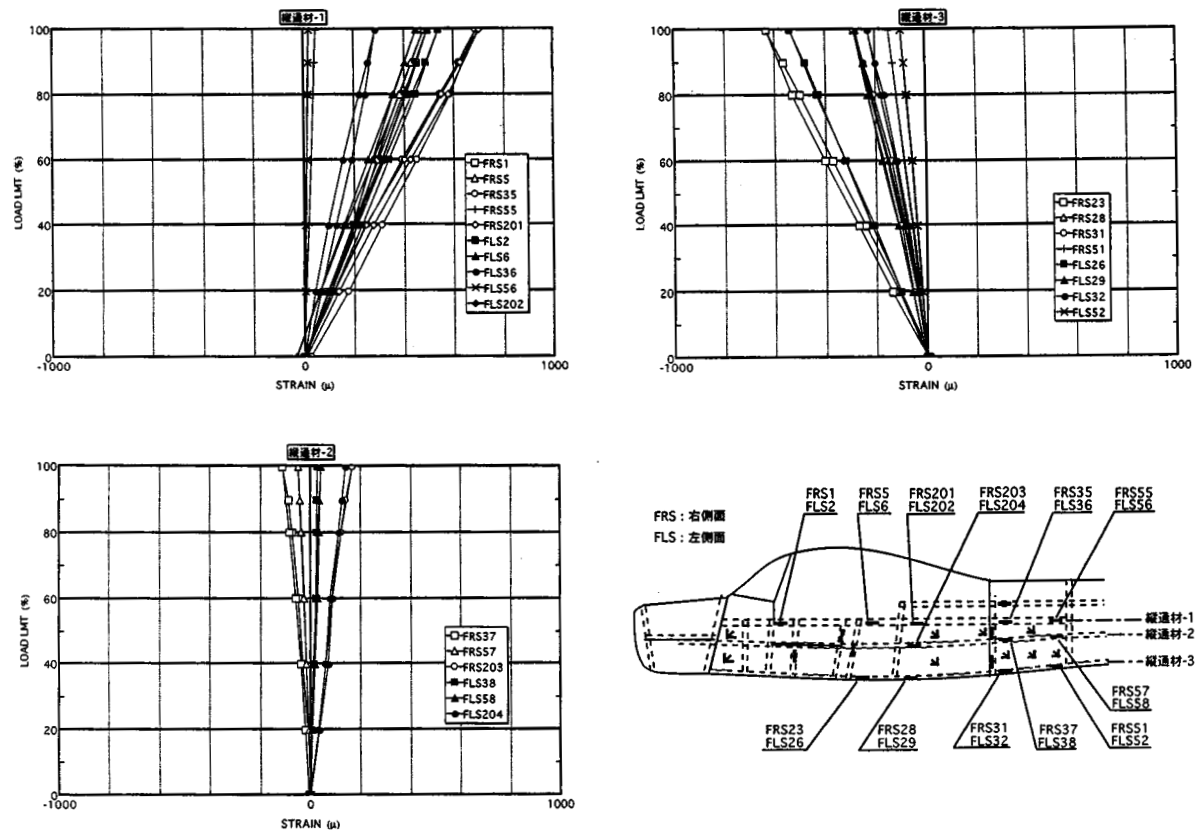


図 28. 胴体外板歪出力 (大迎角引き起こし)

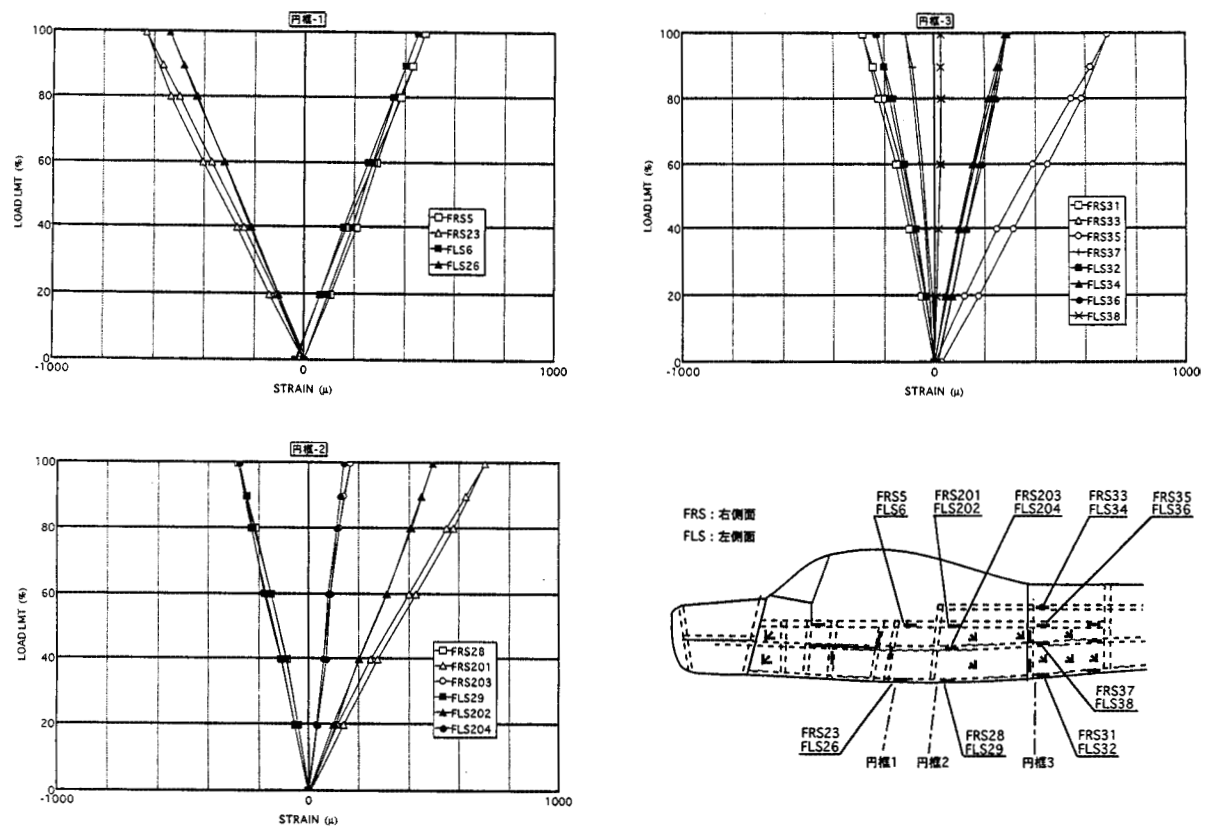


図 29 - 1. 胴体外板歪出力 (大迎角引き起こし)

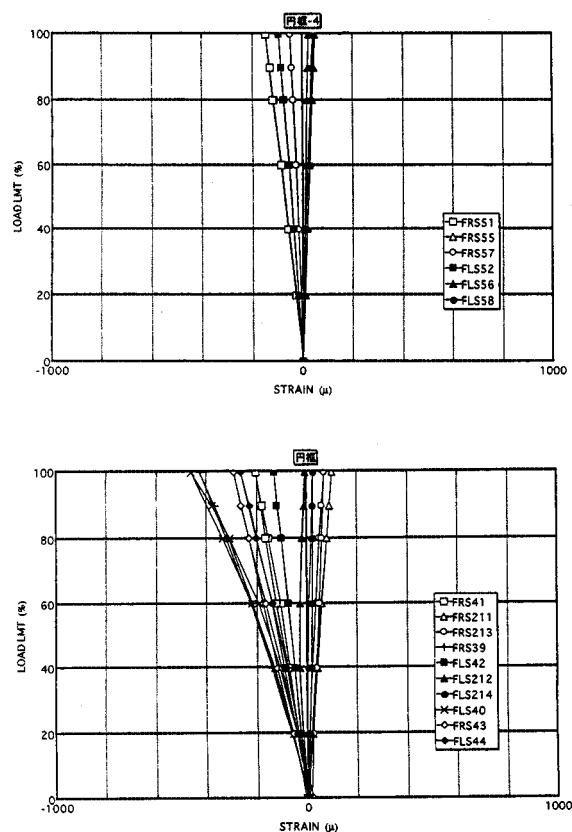
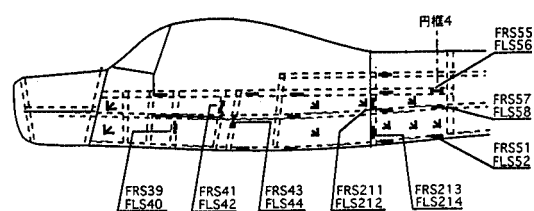


図 29 - 2. 胴体外板歪出力 (大迎角引き起こし)

この結果、供試体は制限荷重までの範囲において翼上面および胴体外板に局所的な弾性座屈の発生が、音および目視などにより認められたが除荷後元に戻った。主翼の主構造部位の荷重と歪の関係は良い直線関係を示した(図25の左下)。歪出力の最大値は主桁キャリヤスルーフランジの圧縮側(図27の右上)で $2,285\mu$ と小さく弾性範囲内であり、残留変形は認められなかった。胴体については、歪出力の最大は引張り側でFRS201の約 700μ 、圧縮側でFRS23の約 650μ と小さく弾性範囲内であり、残留変形は認められなかった。



次に、主翼の上下方向の変位出力を図30に示す。左右の変位はほぼ等しいため左翼のみ示してある。図31は胴体の上下方向変位出力を示す。変位の測定位置はいずれも図20に示す位置である。

4 - 2 小迎角引き起こし荷重試験 (制限荷重)

小迎角引き起こし荷重ケースの制限荷重試験について、主翼外板の荷重に対する歪出力結果を図32～図34に示し、胴体外板の歪出力を図35、図36に示す。図36-3には、胴体外板に発生した座屈の様子を示す。主翼の上下方向変位出力を図37に、胴体の上下方向変位出力を

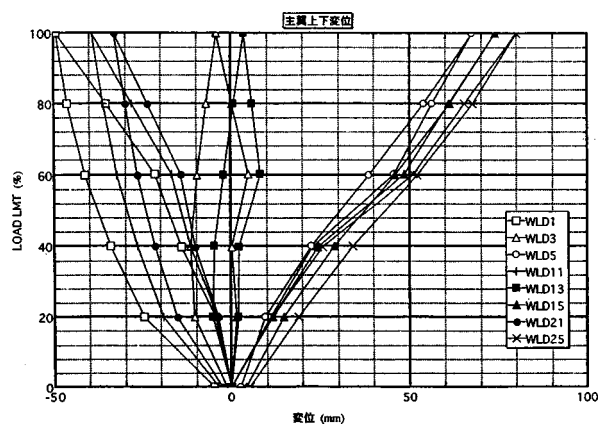


図 30. 主翼上下方向変位 (大迎角引き起こし)

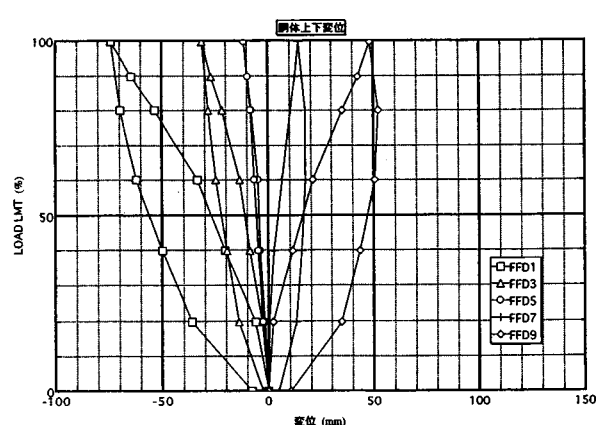


図 31. 胴体上下方向変位 (大迎角引き起こし)

図 38 に示す。

この結果、制限荷重までの範囲において、大迎角引き起こし荷重ケースと同様、翼上面および胴体外板に局所的な弾性座屈が、目視および音などにより認められたが除荷後元に戻った。主構造部位の荷重と歪の関係は良い直線関係を示した（図 32 左下）。歪出力の最大値は主桁キャリヤスルーフランジの圧縮側（図 34 右上）で 2,383 μ と小さく弾性範囲内であり、残留変形は認められなかった。

4－3 大迎角引き起こし荷重試験と小迎角引き起こし荷重試験の結果比較（制限荷重）

設計時の強度計算では、主翼と胴体の大部分において、小迎角引き起こしが厳しく、翼胴結合部は大迎角引き起こしが厳しくなる。翼胴結合部とそれに関連している部位について、両者の歪出力値を比較して表 9 に示す。主翼主桁キャリヤスルーフランジについての比較を図 39 に示す。両者の差はほとんどない。歪出力の最大は、

小迎角引き起こし試験の時右上で、圧縮歪が 2,383 μ である。前後補桁キャリヤスルーの比較を図 40 に示す。最大の歪は、大迎角引き起こし試験の時前補桁キャリヤスルーで、圧縮歪が 1,196 μ である。主翼外板主桁部の比較を上面について図 41－1 に、下面について図 41－2 に示す。両者の差はほとんどない。歪出力の最大は、小迎角引き起こし試験の時翼根部上面で、圧縮歪が 1,972 μ である。主桁キャリヤスルーウェブ左翼側のロゼットゲージ出力結果を図 42－1 に、右翼側の結果を図 42－2 に比較して示す。図中の E_{max} は最大主歪、 E_{min} は最小主歪、 Γ_{max} は最大剪断歪である。両者の差は少ない、歪出力の最大は小迎角引き起こし試験の時左翼側で、最大剪断歪が 894 μ である。主翼翼根部上面のロゼットゲージ出力結果を図 43－1 に、下面の結果を図 43－2 に示す。両者の差は僅かに大迎角引き起こしが大きいの。歪出力の最大は、大迎角引き起こし試験の時上面で、最大剪断歪が 2,009 μ である。

表 9．大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の歪出力比較（# 1）

		ゲージ番号	大迎角引き起こし μ	小迎角引き起こし μ	図
主桁キャリヤスルー	左上	MCS 147	－ 1,991	－ 2,061	39
	下	MCS 148	2,157	2,230	
主桁キャリヤスルー	右上	MCS 149	－ 2,285	－ 2,383	
	下	MCS 150	2,208	2,244	
前補桁キャリヤスルー	左	FCS 80	－ 1,196	－ 154	40
	右	FCS 79	－ 1,078	－ 88	
後補桁キャリヤスルー	左	RCS 82	1,040	545	
	右	RCS 81	1,102	601	
主桁キャリヤスルーウェブ左		MCS 151 E_{max}	473 (－ 25.2°)	492 (－ 25.0°)	42-1
		E_{min}	－ 360	－ 402	
		Γ_{max}	833	894	
主桁キャリヤスルーウェブ右		MCS 152 E_{max}	356 (－ 23.2°)	441 (－ 22.5°)	42-2
		E_{min}	－ 335	－ 409	
		Γ_{max}	691	849	
主翼外板主桁	上	USS 85	－ 1,918	－ 1972	41-1
	上	USS 89	－ 1,208	－ 1,215	
	上	USS 91	－ 1,262	－ 1,273	
	上	USS 95	－ 796	－ 757	
主桁外板主桁	下	LSS 86	1,915	1,963	41-2
	下	LSS 90	1,196	1,189	
	下	LSS 92	1,118	1,129	
	下	LSS 96	755	587	
主翼翼根	上	USR145 E_{max}	436 (8.7°)	431 (9.4°)	43-1
		E_{min}	－ 1,573	－ 1,518	
		Γ_{max}	2,009	1,949	
主翼翼根	下	LSR 146 E_{max}	990 (－ 81.1°)	954 (－ 78.0°)	43-2
		E_{min}	－ 520	－ 398	
		Γ_{max}	1,510	1,353	

() 内は E_{max} （最大主歪）の方向、1 軸方向から 3 軸方向への角度を示す。

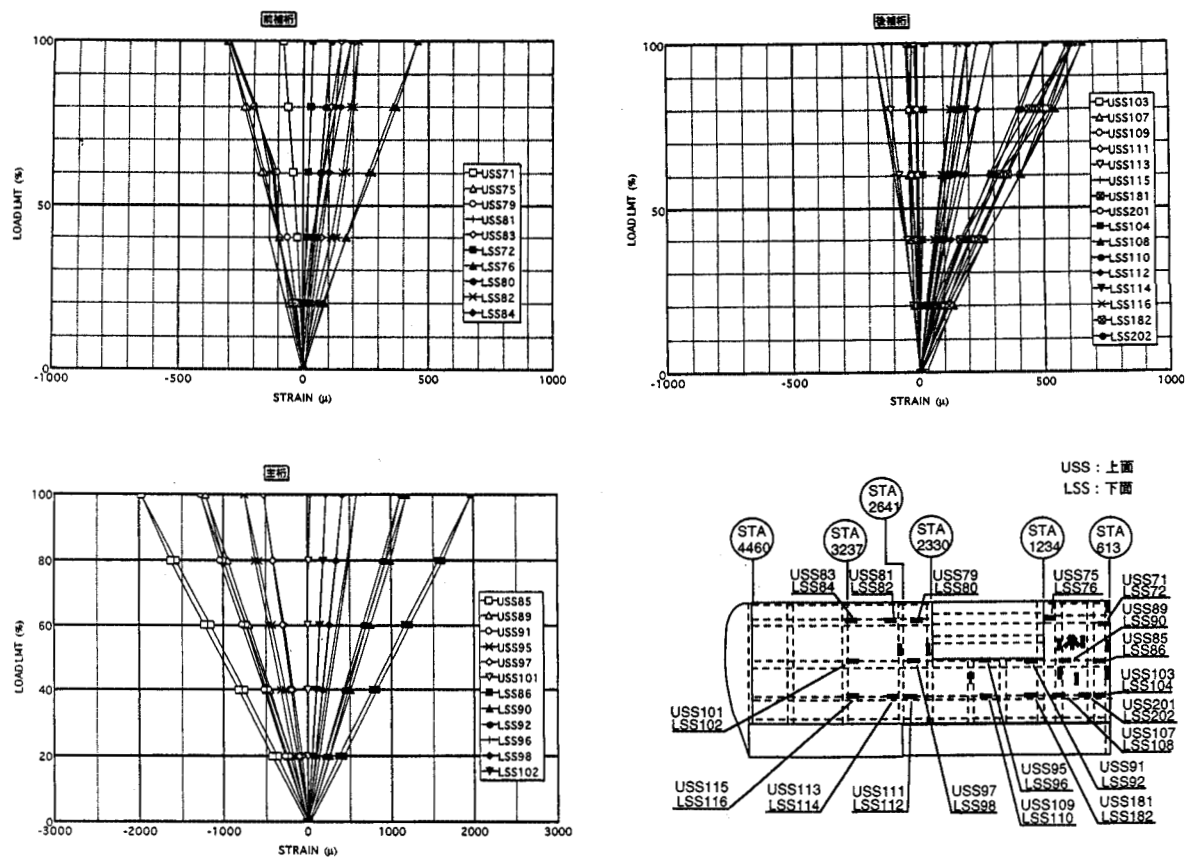


図 32. 主翼外板歪出力 (小迎角引き起こし)

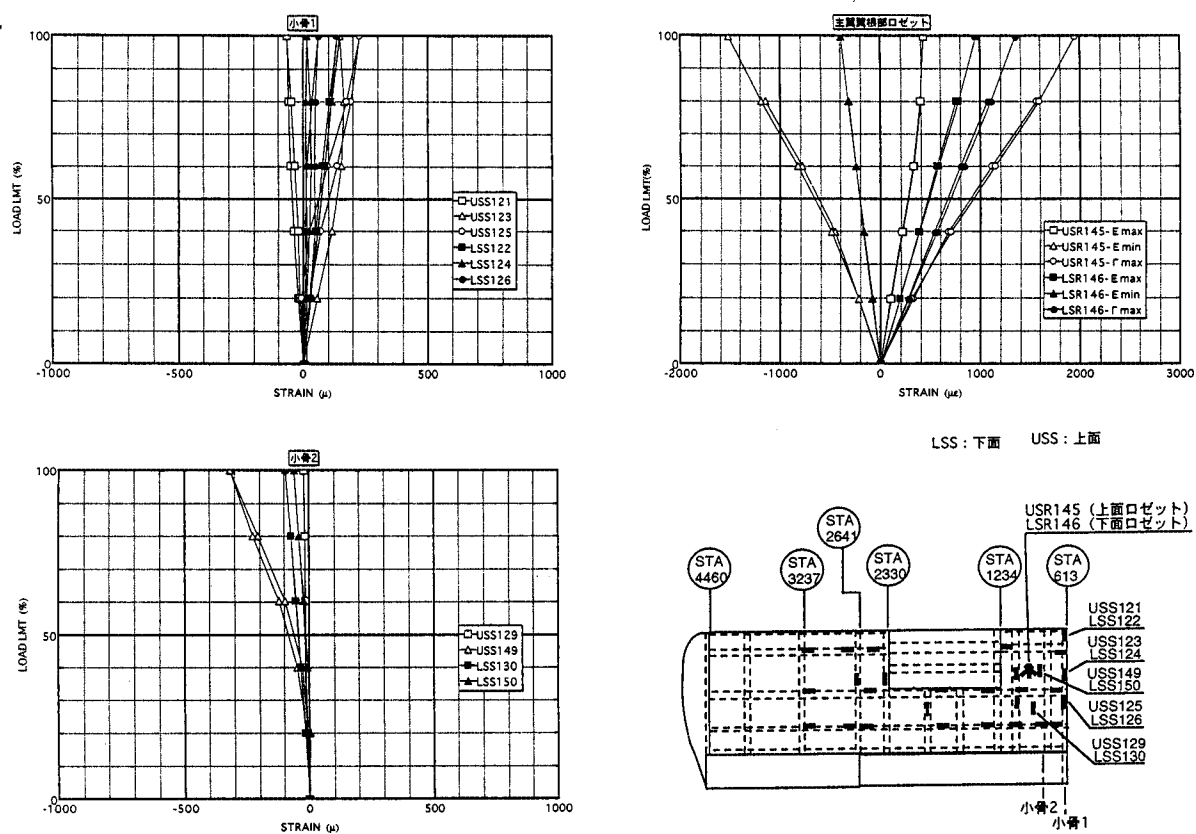


図 33-1. 主翼外板歪出力 (小迎角引き起こし)

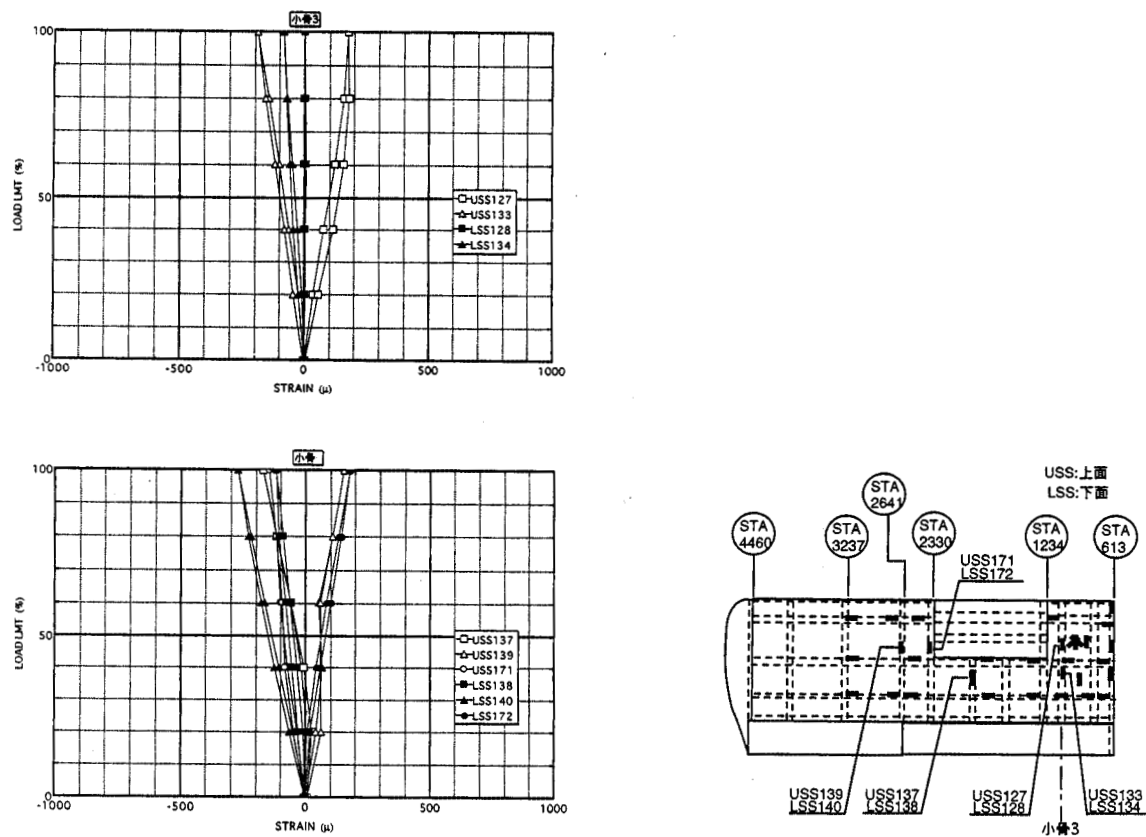


図33-2. 主翼外板歪出力 (小迎角引き起こし)

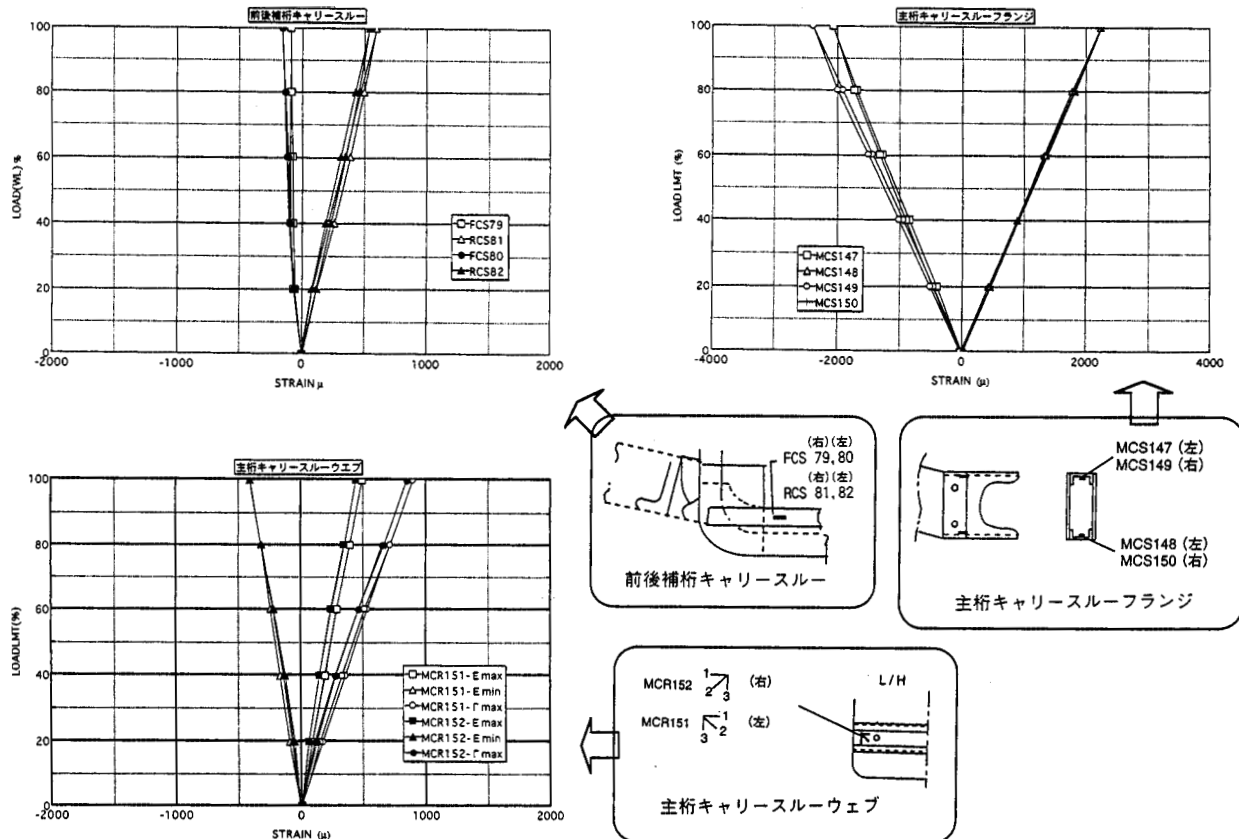


図34. 主翼前後補桁キャリヤスルー、主桁キャリヤスルーウェブ、主桁キャリヤスルーフランジ歪出力 (小迎角引き起こし)

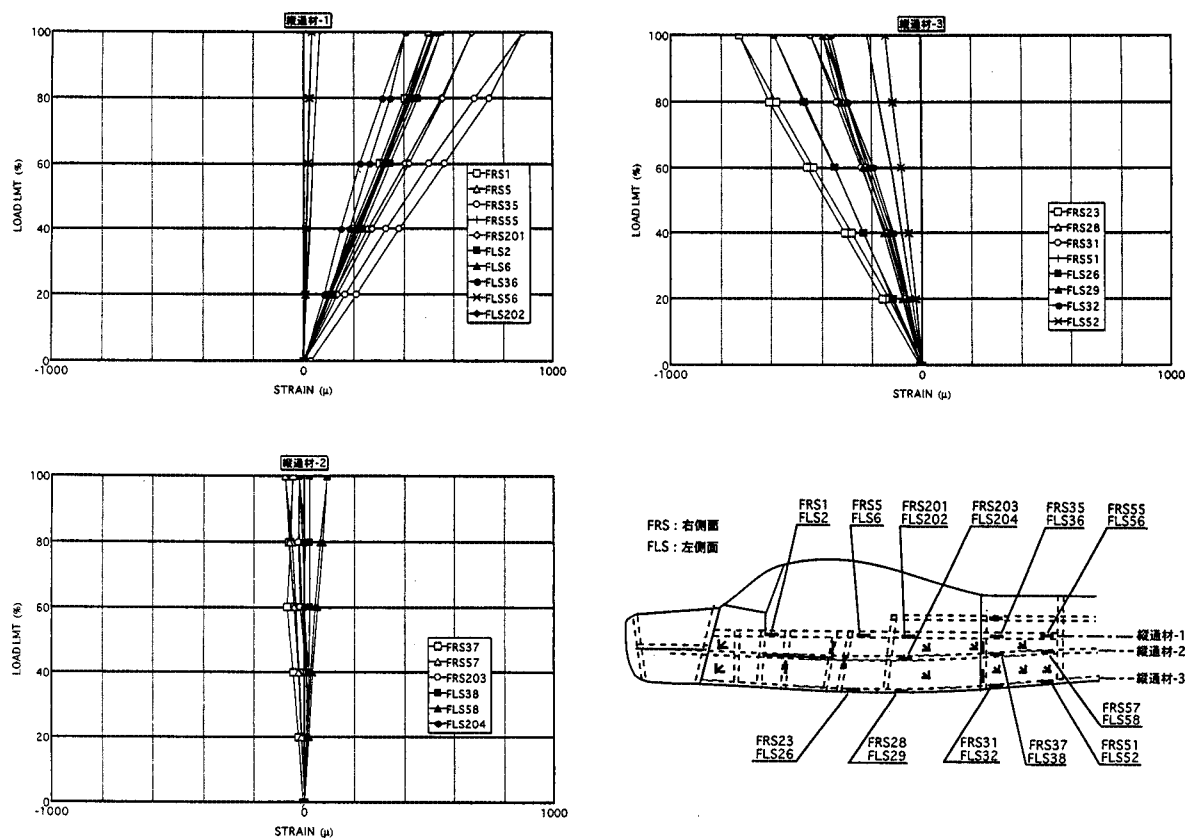


図 35. 胴体外板歪出力 (小迎角引き起こし)

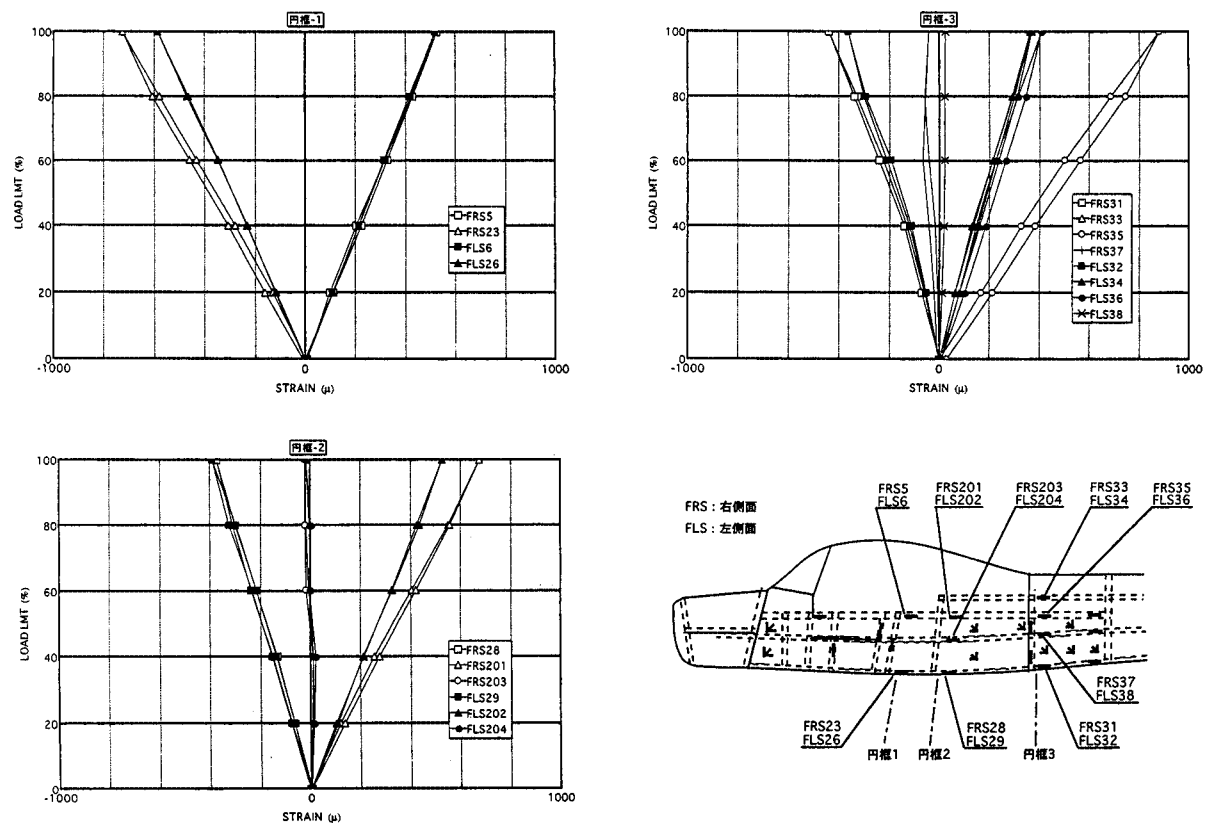


図 36 - 1. 胴体外板歪出力 (小迎角引き起こし)

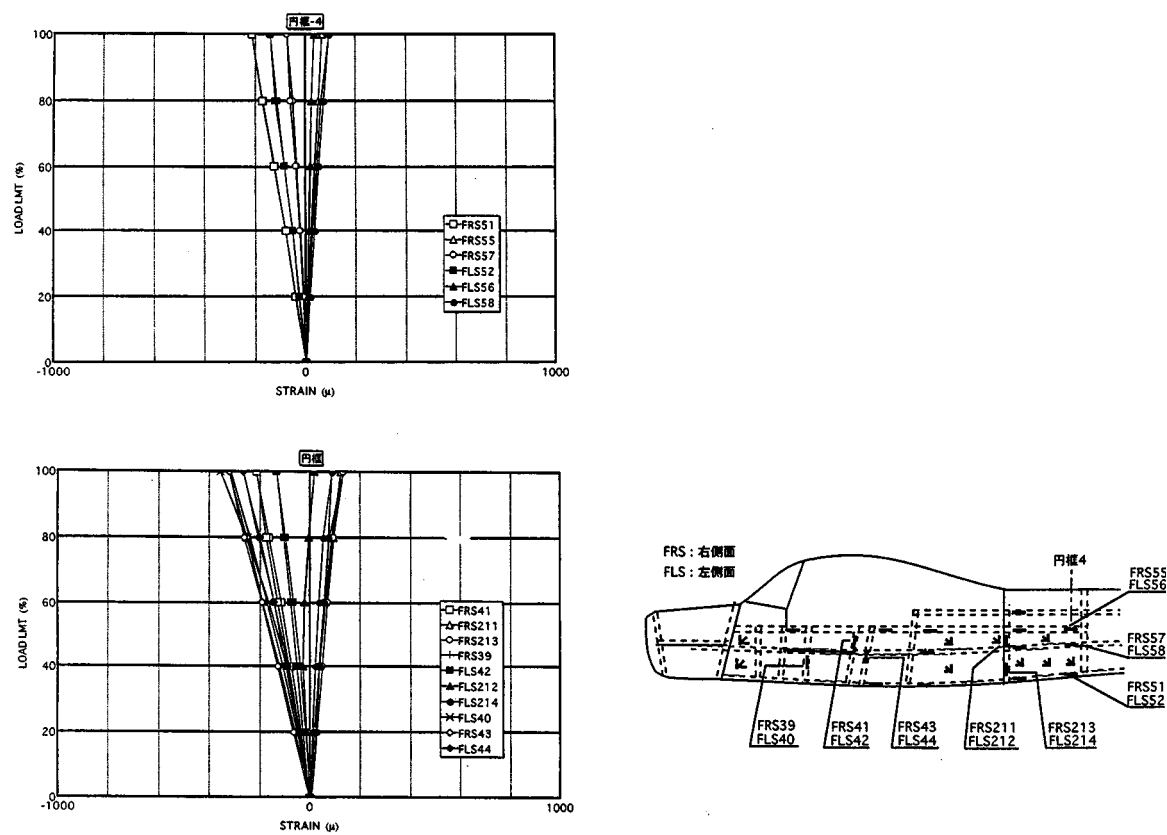


図 36－2. 胴体外板歪出力（小迎角引き起こし）



図 36－3. 胴体外板の局部弾性座屈

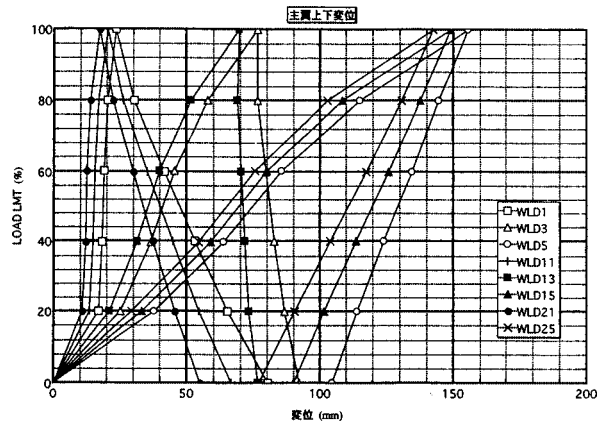


図 37. 主翼上下方向変位 (小迎角引き起こし)

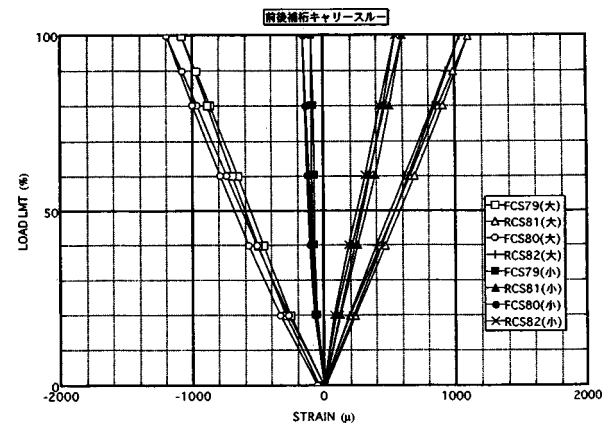


図 40. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較 (前後補桁キャリースルー)

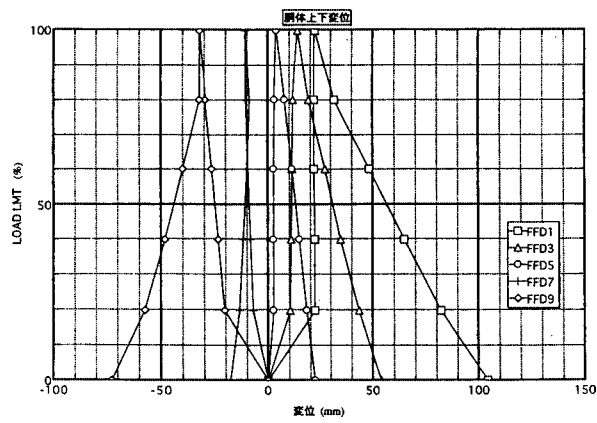


図 38. 胴体上下方向変位 (小迎角引き起こし)

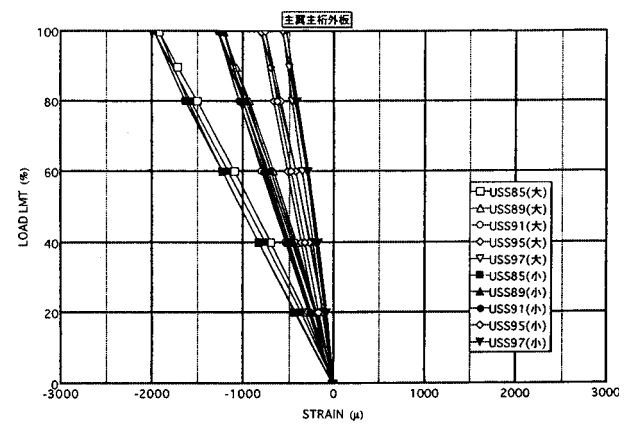


図 41-1. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較 (主翼主桁外板上面)

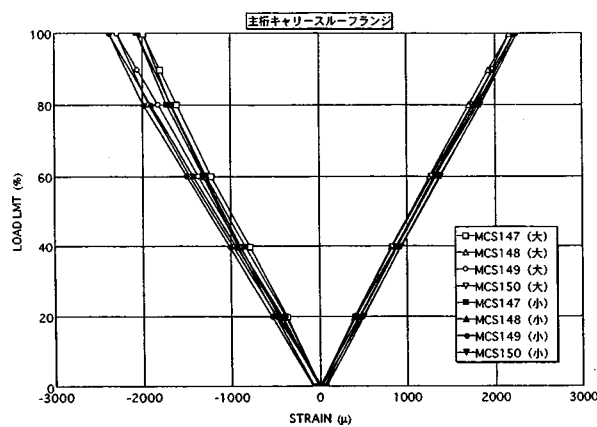


図 39. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較 (主翼主桁キャリースルーフランジ)

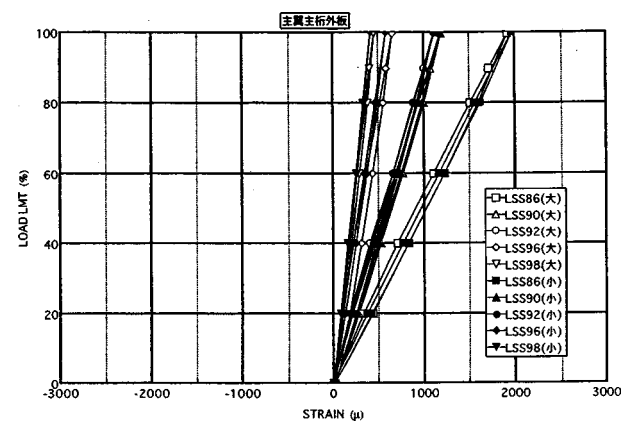


図 41-2. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較 (主翼主桁外板下面)

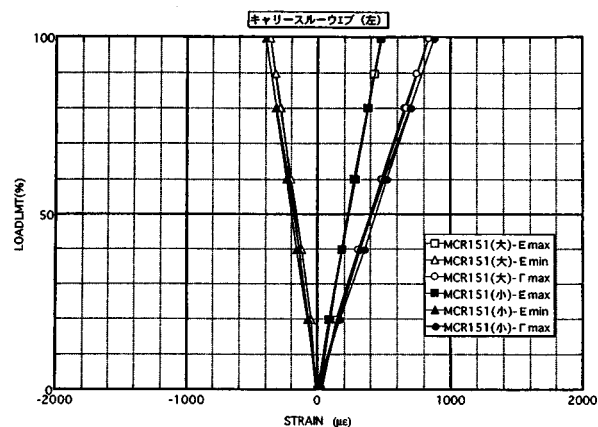


図 42-1. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較 (キャリースルーウェブ左)

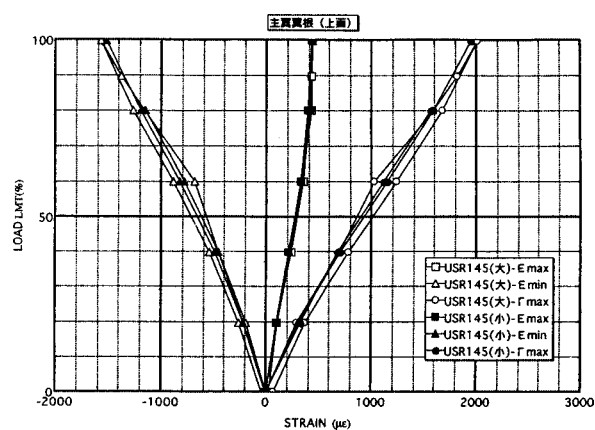


図 43-1. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較
(主翼翼根部外板下面ロゼットゲージ出力)

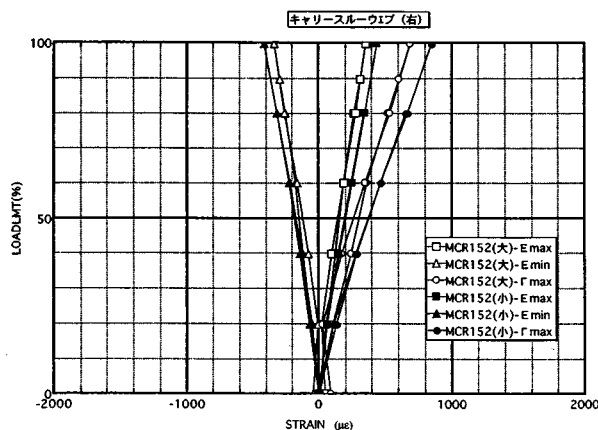


図 42-2. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較 (キャリースルーウェブ右)

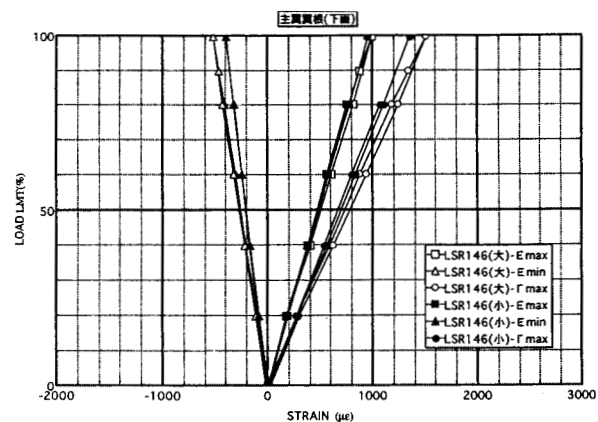


図 43-2. 大迎角引き起こし／小迎角引き起こし荷重試験の比較
(主翼翼根部外板下面ロゼットゲージ出力)

胴体の歪出力は小さい、小迎角引き起こし荷重試験における最大の歪は、FRS35 位置の引張り歪が 883μ 、FRS23 位置の圧縮歪が 725μ である (図 35)。これに対して大迎角引き起こし荷重試験の場合 FRS35 位置の引張り歪が 690μ 、FRS23 の圧縮歪が 631μ であり (図 28)、小迎角引き起こし荷重試験の方が少し大きい程度である。これらの結果は、設計時の強度計算のとおりである。

次に、大迎角引き起こし試験の主翼上下方向変位の修正値を図 44、小迎角引き起こし試験の上下方向変位修正値を図 45 に示す。上下方向の修正は、左翼前補桁、主桁、後補桁の翼根部 WLD1、WLD11、WLD21 を基準として、その出力の変位量を各桁の出力から引いた値である。翼幅方向は、左右の翼根部 WLD1 と WRD1、WLD11 と WRD11、WLD21 と WRD21 の傾きを基にその変位量を各桁毎に修正した値である。変位の最大値は、翼端で約 110mm 程度であり大迎角引き起こしと小迎角引き起こし荷重試験における差はほとんどないことが判る。胴体の大迎角引き起こし試験と小迎角引き起こし試験の上下

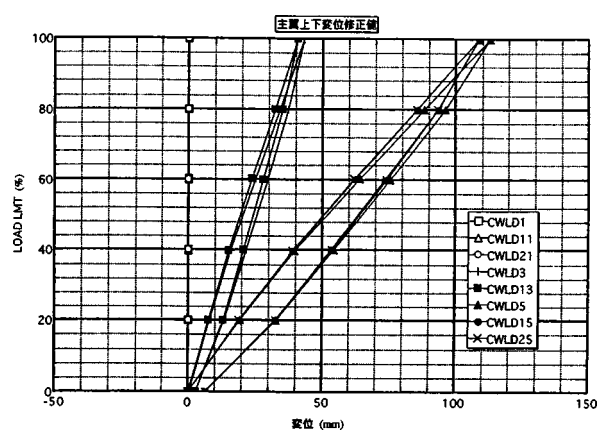


図 44. 主翼上下方向変位修正値 (大迎角引き起こし)

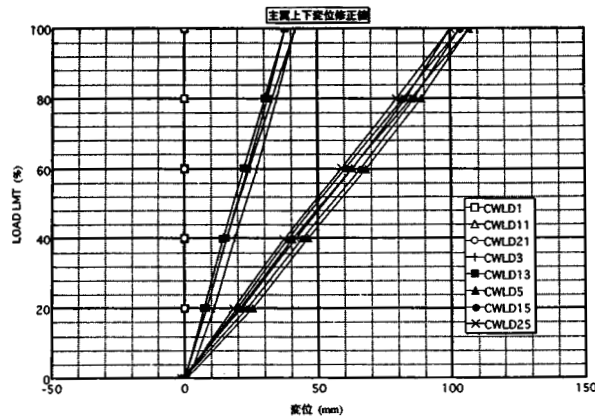


図 45. 主翼上下方向変位修正値（小迎角引き起こし）

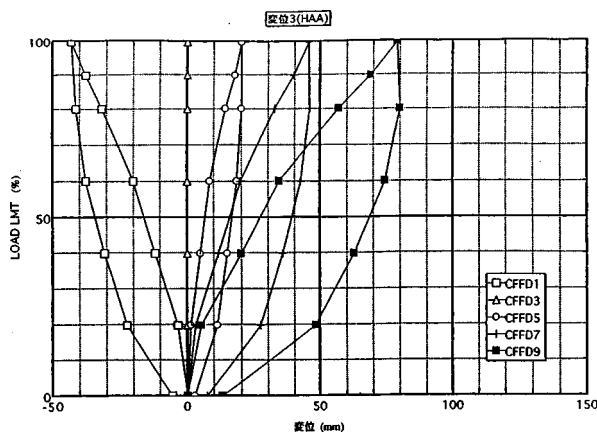


図 46. 胴体上下方向変位の修正値（大迎角引き起こし）

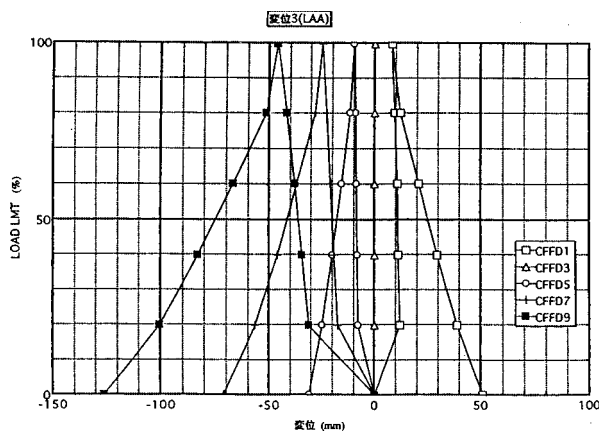


図 47. 胴体上下方向変位の修正値（小迎角引き起こし）

方向変位修正値を図 46、図 47 に示す。修正は、胴体測定点 FFD3 を基準点として、その変位量を各出力から引いた値である。

主翼について、大迎角引き起こしと小迎角引き起こし荷重試験の歪出力を比較すると、補桁キャリールーおよび翼根部外板は大迎角引き起こし荷重試験の方が大きい。これは大迎角引き起こし試験の振りおよび前後方向力が大きいためである。歪出力の最大値は前補桁の圧縮側で $1,200 \mu$ と小さく、主桁への影響もない。また、胴体の出力も小さいため、2 機目以降の供試体については大迎角引き起こし荷重試験ケースは行わない。

4-4 小迎角引き起こし荷重試験（終極、破壊荷重）

小迎角引き起こし荷重試験の終極から破壊荷重試験における結果を、主翼外板について図 48～図 55 に示す。図中の # 1、# 2、# 3 は、供試体の番号を示す。図 48 は前補桁に沿った位置の歪出力結果を、図 49 は主桁フランジの歪出力を示す。図 50-1、図 50-2 は後補桁に沿った上面と下面の歪出力を示す。図 51-1、図 51-2 は小骨に沿った方向の歪出力を示す。図 51-1 の USS139 は大きな歪出力を示している。これは、インテグラルタンクの翼端側外板に発生した座屈によるものである。ゲージ添付位置を図 51-3 の写真に示す。図 52 は翼根のロゼットゲージ出力を示す。図 53-1 は主桁キャリールーフランジの歪出力を示す。図中供試体 # 2 の結果は、198%制限荷重負荷時に負荷パッドに不具合が生じ再度試験をやり直した結果である。図 53-2 は負荷パッドに不具合が生じる前の結果（198%LMT）と再度試験をやり直した時の結果（200%LMT破壊）を比較して示す。図 54 は主桁キャリールーウェブのロゼットゲージ出力を示す。図 55 は前後補桁キャリールーの歪出力を示す。

小迎角引き起こし荷重試験の終極から破壊では、3 機の供試体はいずれも終極荷重に耐荷した。破壊は 3 機いずれも曲げモーメントが最も厳しくなる翼胴結合部で起きている。破壊箇所の概略位置を図 56 に、試験結果を纏めて表 10 に示す。破壊時の 3 機の翼胴結合部の歪出力を図 57 に示す。図には、開発時の追加試験における相当位置の歪出力結果を重ねて示してある。開発時は、主翼取り付け部設計変更が行われたために 150%制限荷重までの確認試験が実施されている。但し、破壊試験迄は行っていない。この結果を見ると、今回の結果と良く一致しており、この荷重範囲において機体構造の劣化は見られない。供試体 3 機の破壊状況は、図 58 の写真に示すとおりである。供試体 # 1 は、右主翼主桁下側フランジで曲げ引張り破断した。その状況は、キャリールーフランジ下側では、左壁面でフランジとウェブの結合リベットが 10 本、右壁面寄りではフランジとウェブの結合リベット

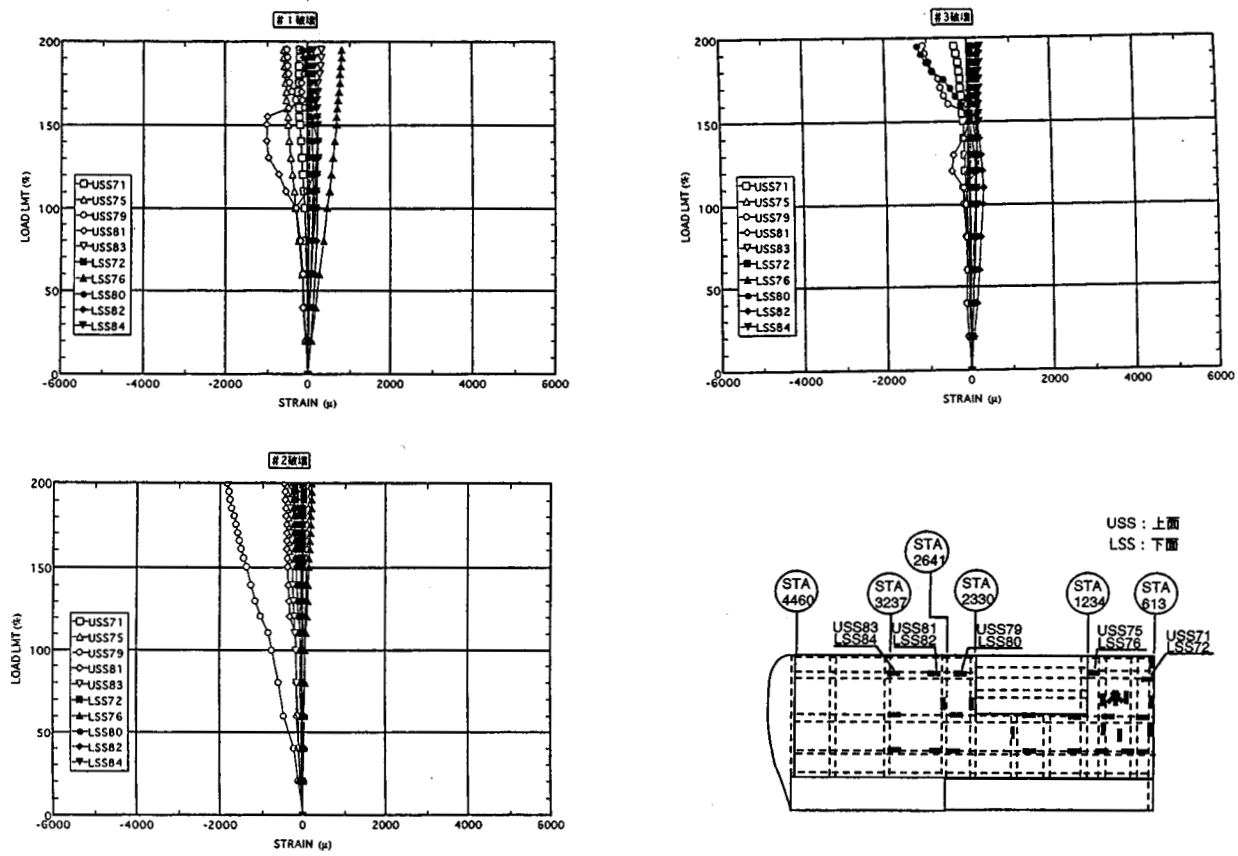


図 48. 主翼外板前補桁上下面歪出力

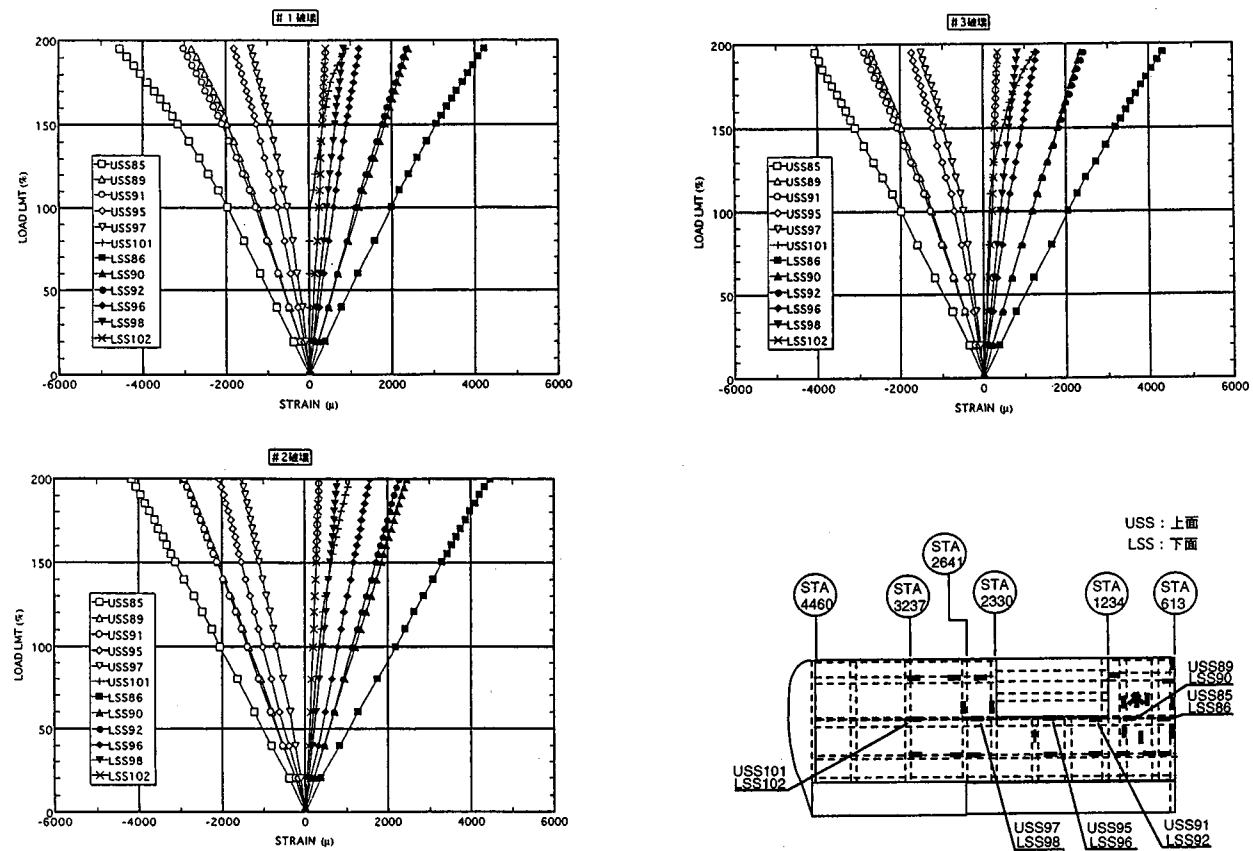


図 49. 主翼外板主桁上下面歪出力

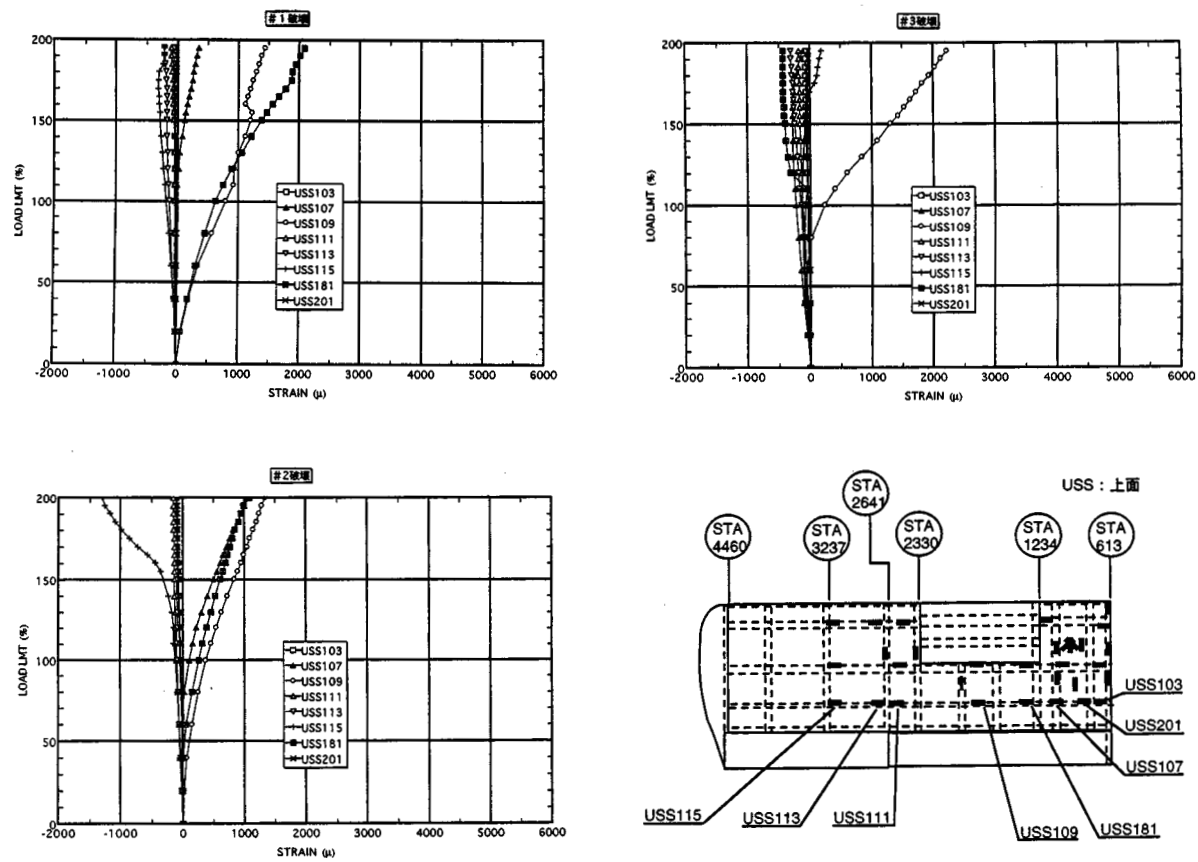


図 50 - 1. 主翼外板後補桁上面歪出力

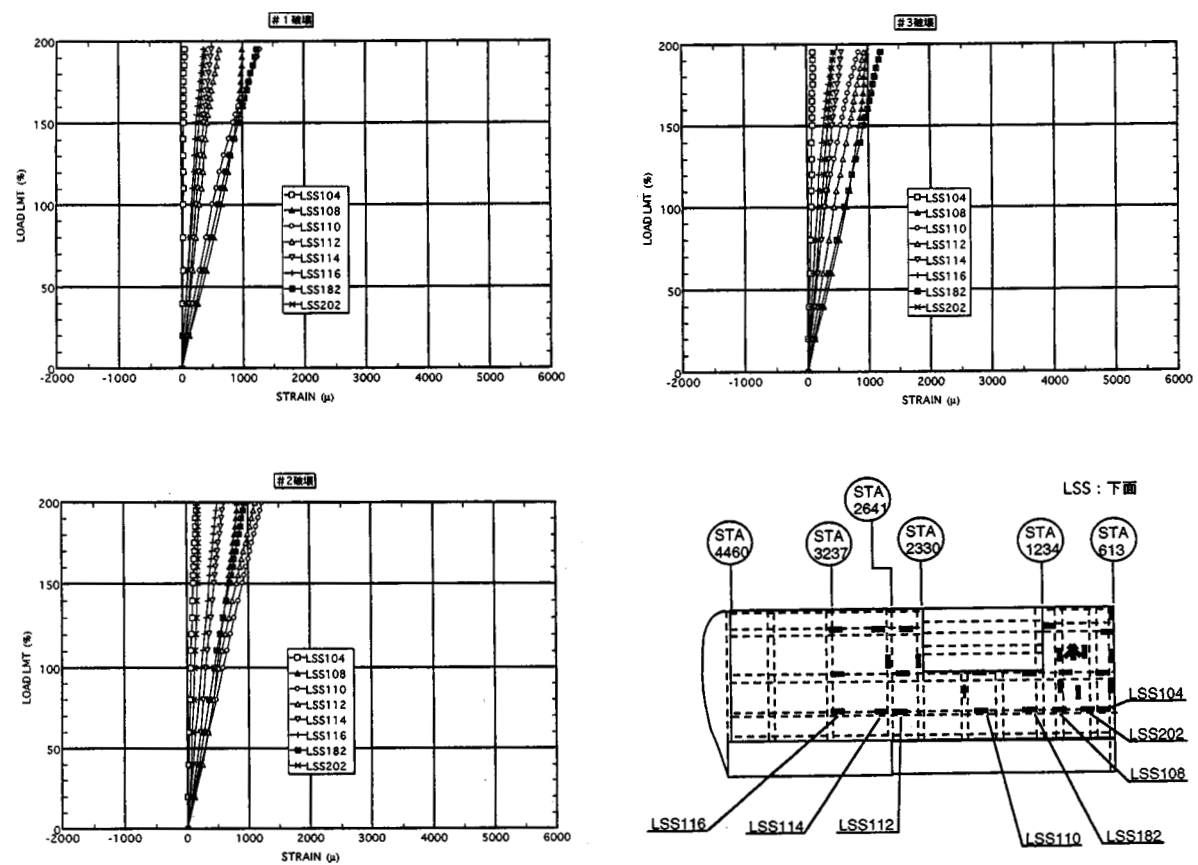


図 50 - 2. 主翼外板後補桁下面歪出力

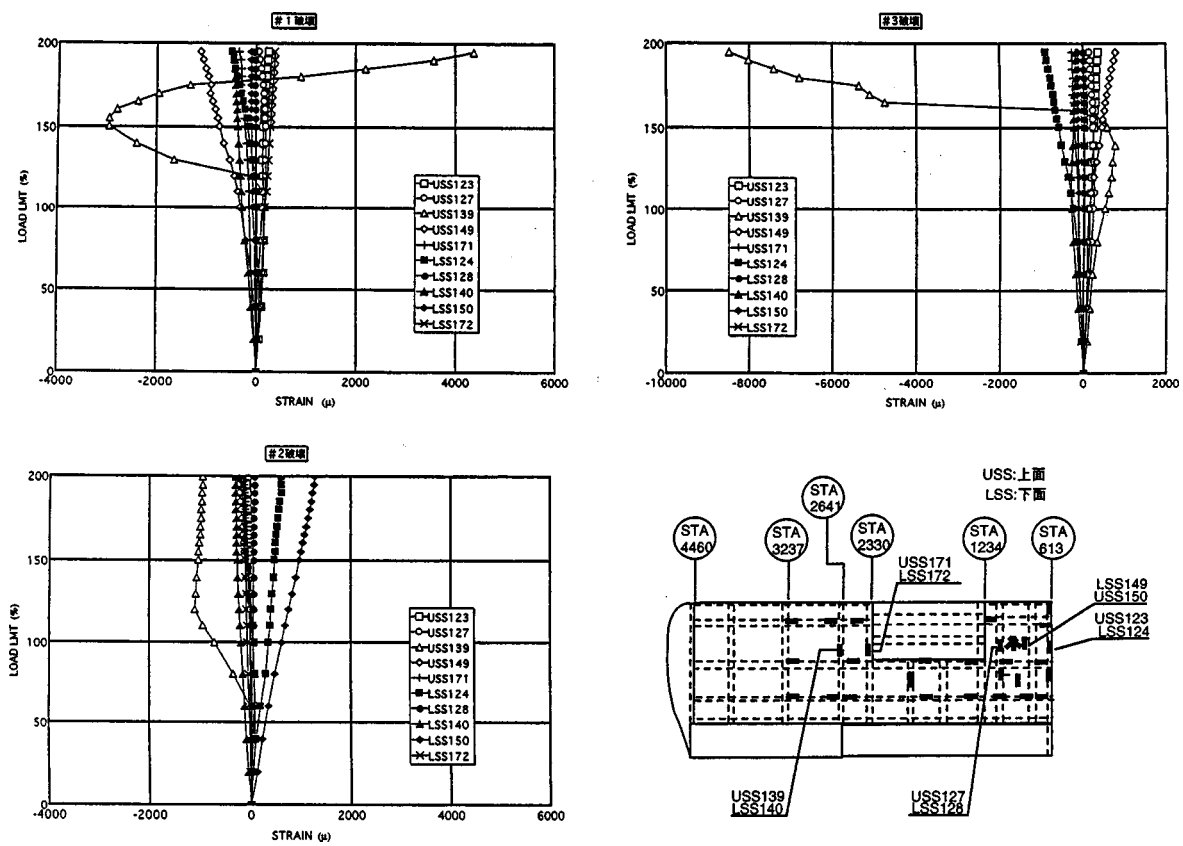


図 51-1. 主翼外板小骨上下面歪出力

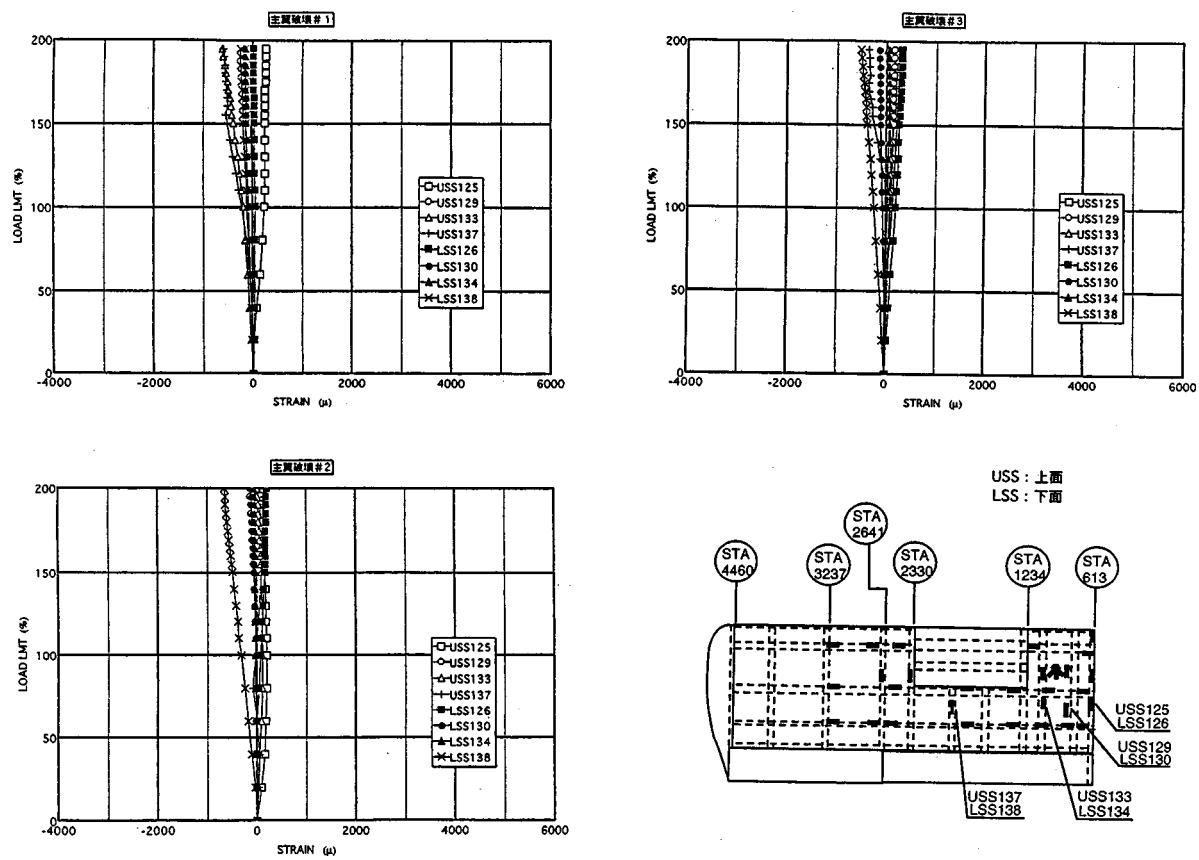


図 51-2. 主翼外板小骨上下面歪出力



図 51 - 3. 主翼上面外板 USS139 位置

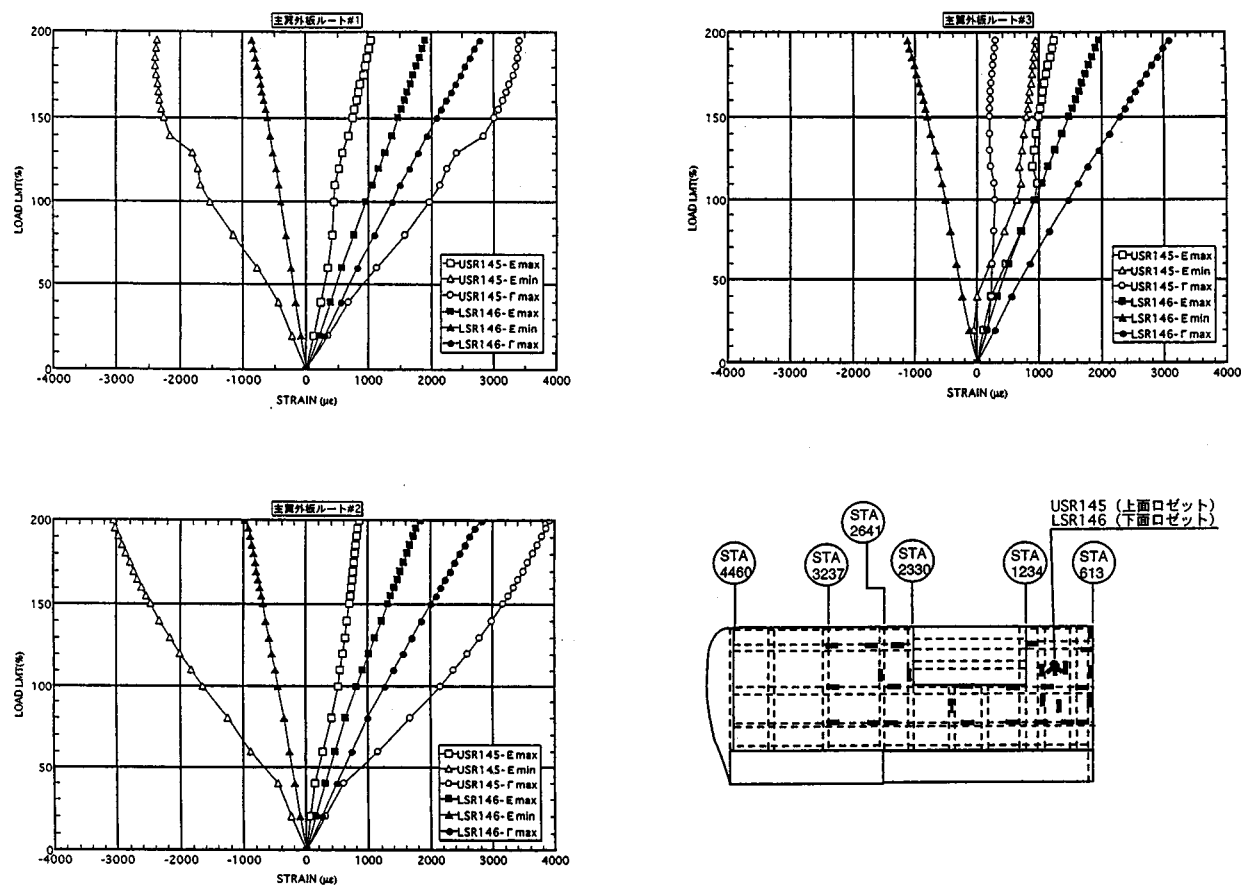


図 52. 主翼外板翼根ロゼットゲージ歪出力

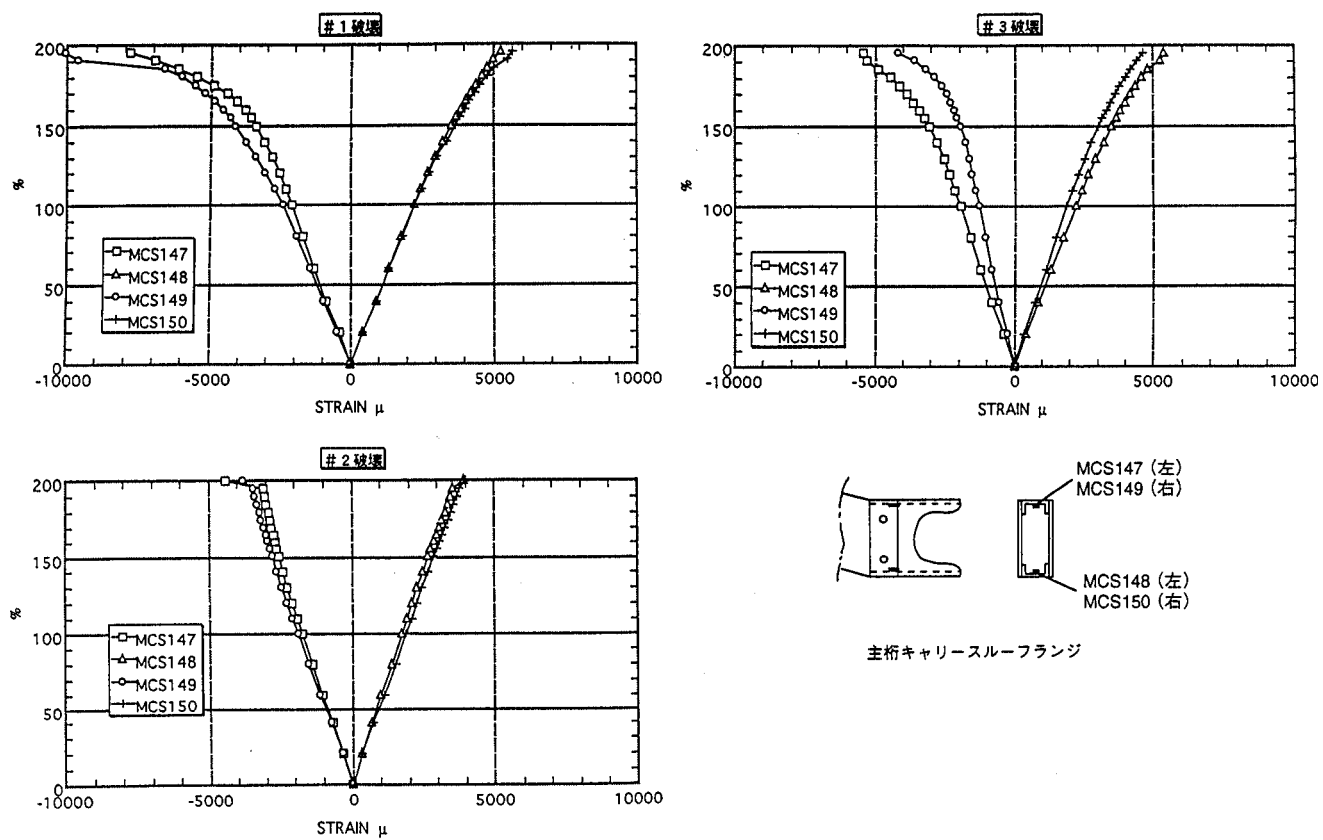


図 53 - 1. 主翼主桁キャリースルーフランジ歪出力

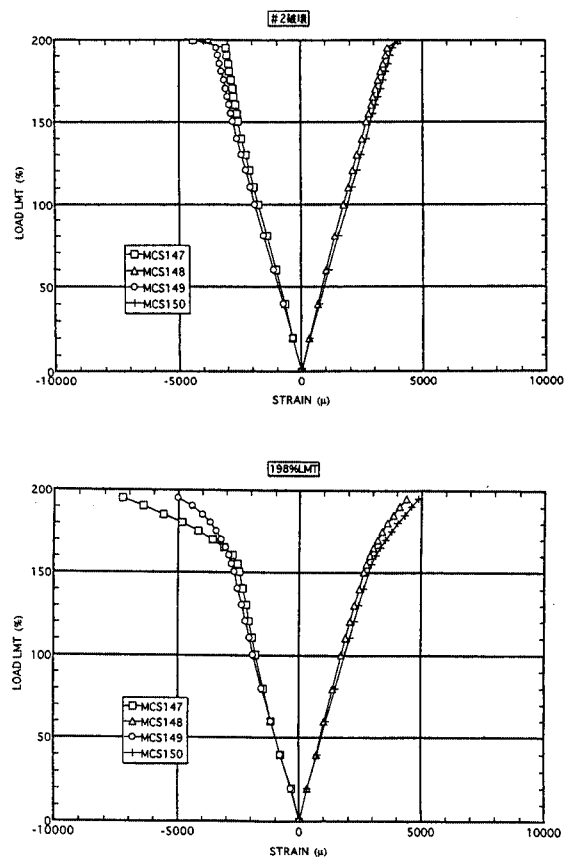


図 53 - 2. 供試体 # 2 の主翼主桁キャリースルーフランジ歪出力
(破壊と 198%LMT の比較)

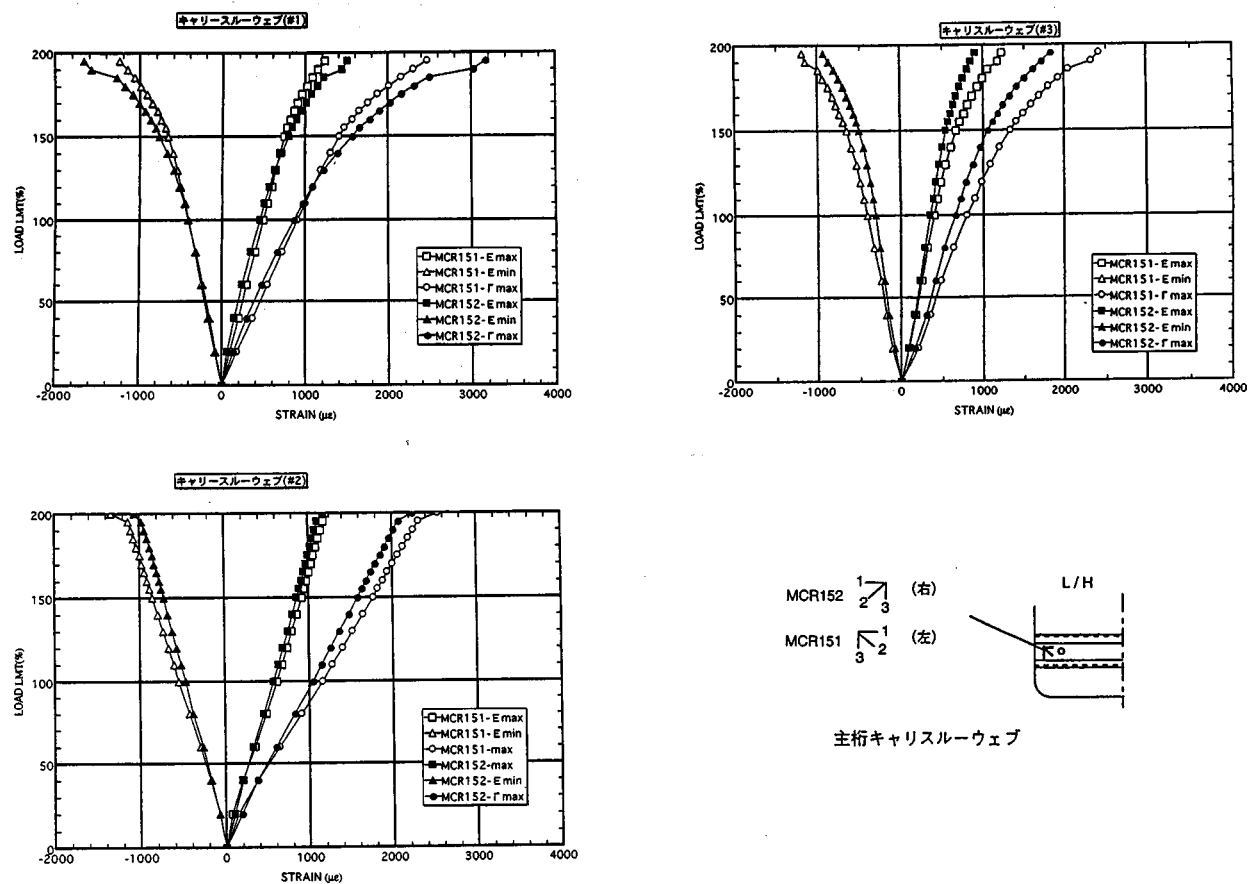


図 54. 主翼主桁キャリスルーウェブロゼットゲージ歪出力

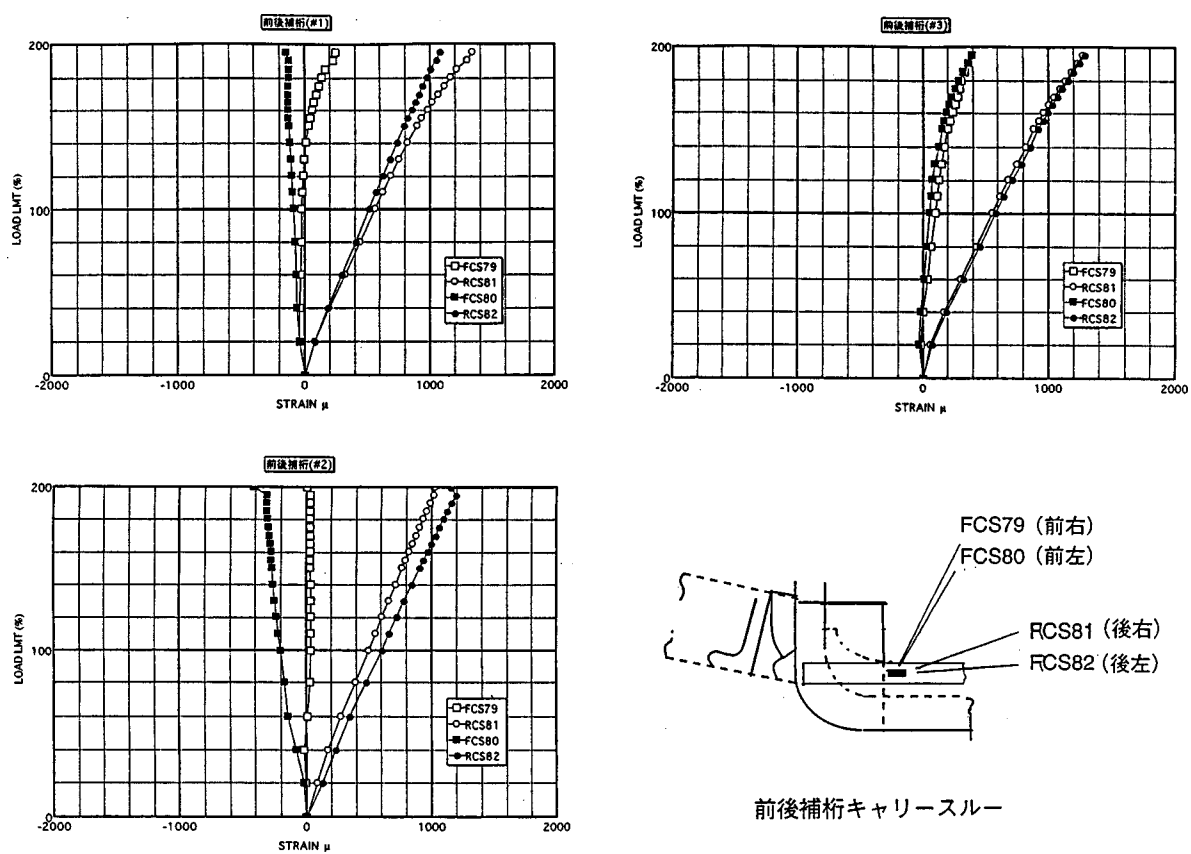


図 55. 前後補桁キャリスルー歪出力

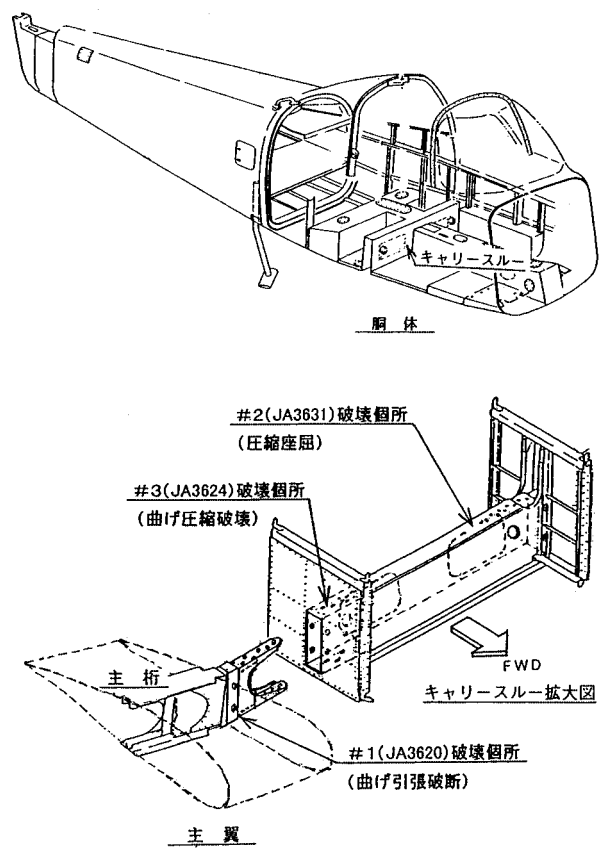


図 56. 破壊箇所の概略位置

表 10. 残存強度試験結果

年月日	供試体 (飛行時間)	試 験		
		荷重形態	内 容	結 果
平成 9 年 3 月 5 日 11 日 13 日	JA3620 (12,539)	大迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		終極・破壊荷重試験		右主翼翼根下キャリールーフランジ曲げ引張り破断 198%LMT
8 月 27 日 28 日 29 日	JA3631 (10,782)	小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		終端・破壊荷重試験		荷重負荷パッドの金具破損 155% LMT (中断)
		終端・破壊荷重試験		剥がれ 198% LMT (中断)
9 月 10 日 11 日	JA3624 (11,829)	小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		小迎角引き起こし	制限荷重試験 (100% LMT)	残留変形なし
		終極・破壊荷重試験		キャリールー右翼根上フランジ曲げ圧縮破壊 199% LMT

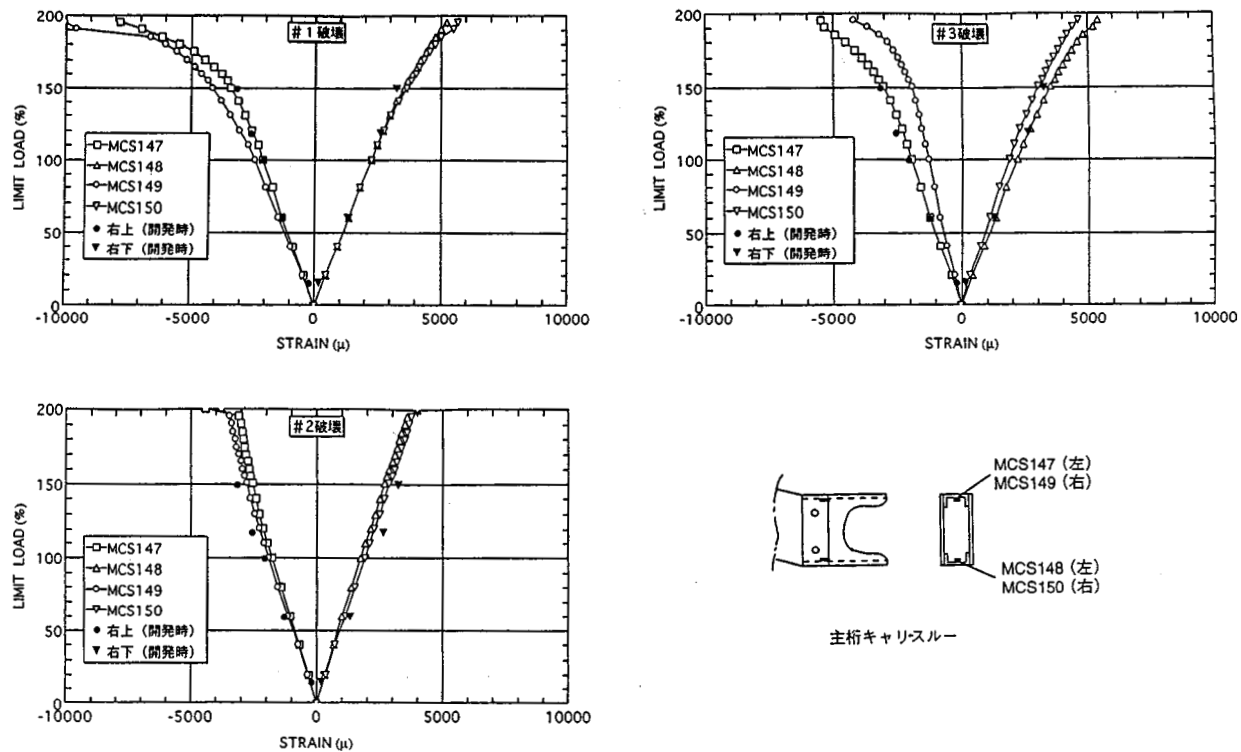


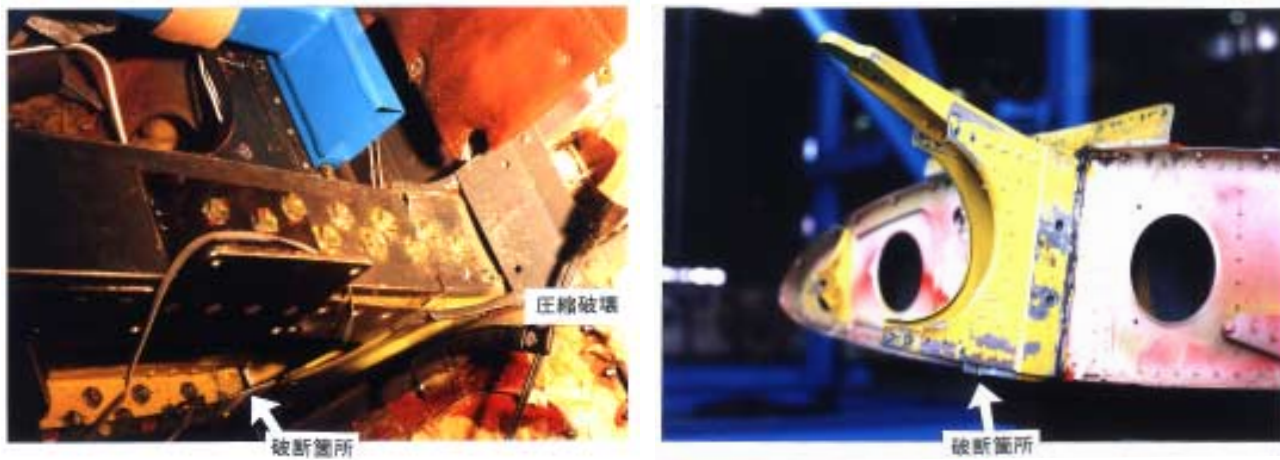
図 57. 主翼主桁キャリースルーフランジの歪出力（開発と試験の比較）

が11本破断し、上側では、右壁面寄りで7本のリベットが破断した。破断荷重は制限荷重の198%でる。供試体#2は、キャリースルーフランジ上部中央の左寄りで圧縮座屈で破壊した。その状況は、供試体3機の中で一番激しい、キャリースルーフランジ上側でフランジとウェブの結合リベットが全て破断し、フランジとウェブが完全に分離した。フランジは左壁から約30cmの処で上方に約8 cm くの字状に曲がっている。破壊は制限荷重の200%でる。この供試体は、前述したように制限荷重の198%負荷時パッドに不具合が生じ再度試験を行った。これにより構造部材が加工硬化を起こしていたため、硬度分布が変化し破壊モードに影響を与えたことが考えられる。しかし、他と比較して、破壊荷重自体への影響はなかったものと見なされる。供試体#3は、キャリースルーフランジ上部左寄りで圧縮座屈で破壊した。その状況は、キャリースルーフランジ上部右側でフランジとウェブの結合リベット10本が破断した。破断荷重は、制限荷重の199%である。次に、主翼主桁外板上下面の歪出力を図59-1、図59-2に示す。同図には開発時の追加試験で行った相当位置の試験結果をあわせて示す。上面の結果を見るとUSS97は試験に比べて開発時の結果が少し大きい。翼端側USS101の出力は、引張り歪となっている。下面側の結果を見ると、LSS90、LSS98は試験に比べて開発時の結果が少し大きい。インテグラルタンク両端の出力は、開発時の方が少し大きくなっている。

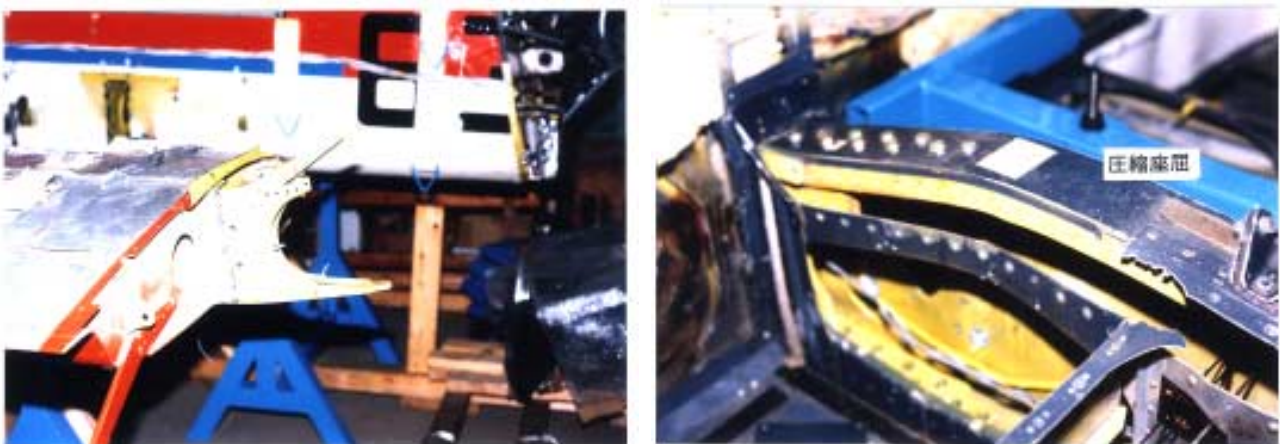
USS101以外の結果については、両者の間で大きな違いはない。主翼前縁、インテグラルタンク翼端側WSTA2385付近に座屈が発生している。供試体のインテグラルタンクはWSTA1234～2330、翼弦方向翼前縁からほぼ主桁に位置している。インテグラルタンク外板板厚は1 mm に対して翼根側の板厚は0.81mm、翼端側は0.64mmである。また、翼根側は、ウォークウェイ部のため外板裏側に波板の補強がなされている。インテグラルタンクは剛性が高く、その両端、特に翼端側WSTA2385近傍に制限荷重以上の荷重（130%LMTで変形のないことが目視で確認されている）で座屈変形する範囲が見受けられる。今回の試験では、この範囲に歪ゲージUSS139が貼付されている。破壊時のWSTA2385近傍の模様を図60-1に、歪出力を供試体#1、#2、#3纏めて図60-2に示す。変形の様子は、外板の微妙な初期状態等の違いにより異なるため歪出力も異なっている。

次に、胴体外板の歪出力を図61-1～図65-5に示す。図61-1～図61-3は機軸に平行方向の歪ゲージを各縦通材に沿って貼付した時の歪出力を、図62-1～図62-4は機軸に平行方向の歪ゲージを各円環に沿って貼付した時の歪出力を、図63は機軸に直角方向の歪ゲージを円環に沿って貼付した時の歪ゲージ出力を示す。図64-1、図64-2は前胴部に貼付したロゼットゲージ歪出力を示す。図65-1～図65-5は後胴部に貼付したロゼットゲージ歪出力を示す。

1 (JA3620)198%制限荷重 右翼根下フランジ引張り破断



2 (JA3631)200%制限荷重 キャリースルー上フランジ圧縮座屈破壊 (左翼根部)



3 (JA3624)199%制限荷重 キャリースルー右翼根上フランジ圧縮座屈破壊



図 58. 供試体破壊状況

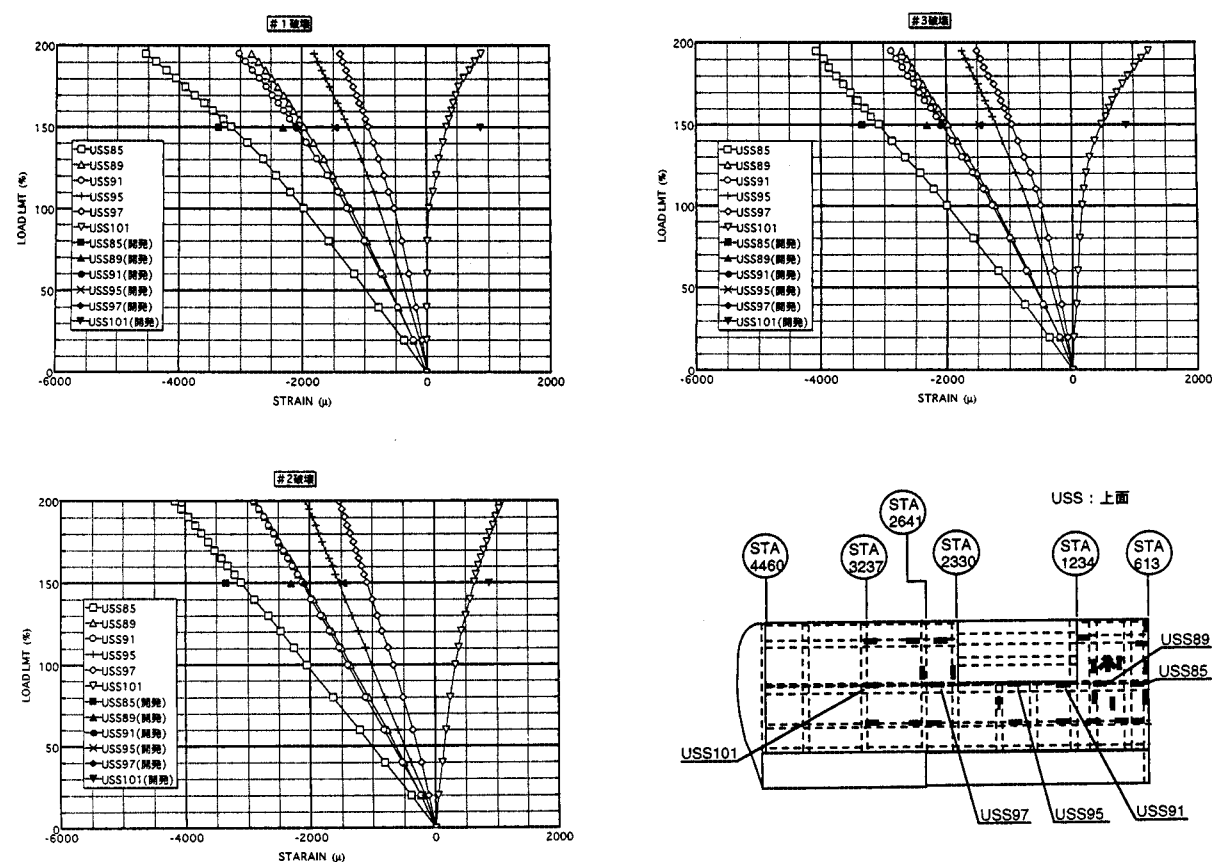


図 59 - 1. 主翼主桁外板上面歪出力 (開発と試験の比較)

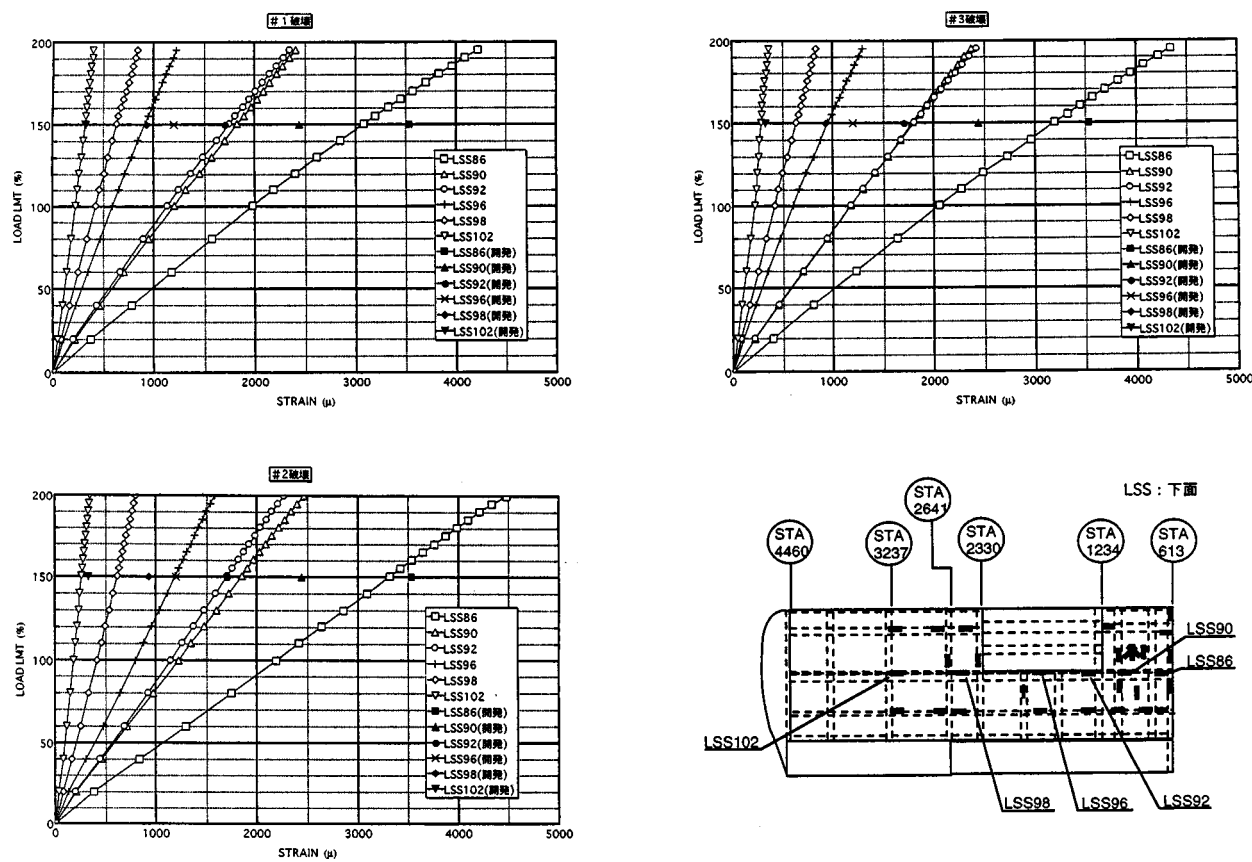


図59-2. 主翼主桁外板下面歪出力 (開発と試験の比較)



右翼 STA2385 近傍 (# 3)



左翼 STA2385 近傍 (# 3)

図 60 - 1. インテグラルタンク近傍の座屈の様子

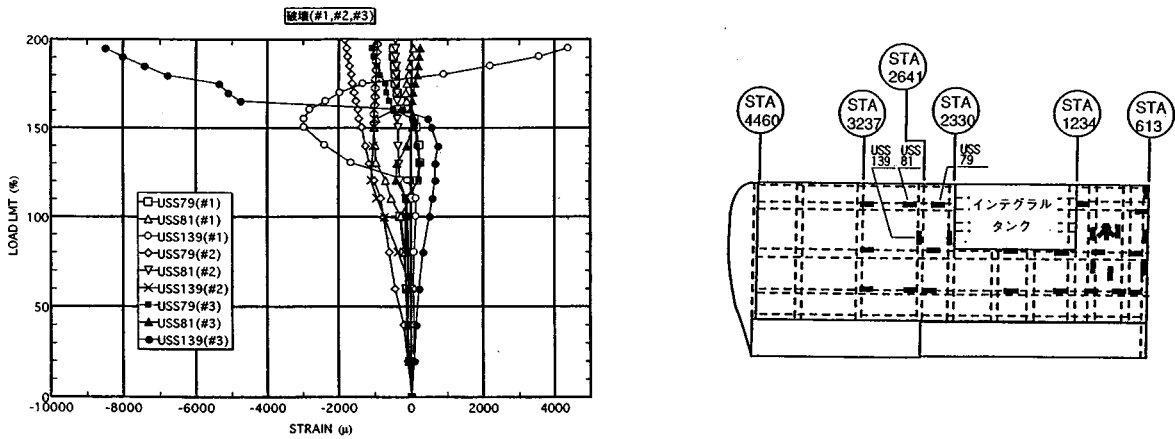


図 60 - 2. インテグラルタンク近傍の歪出力

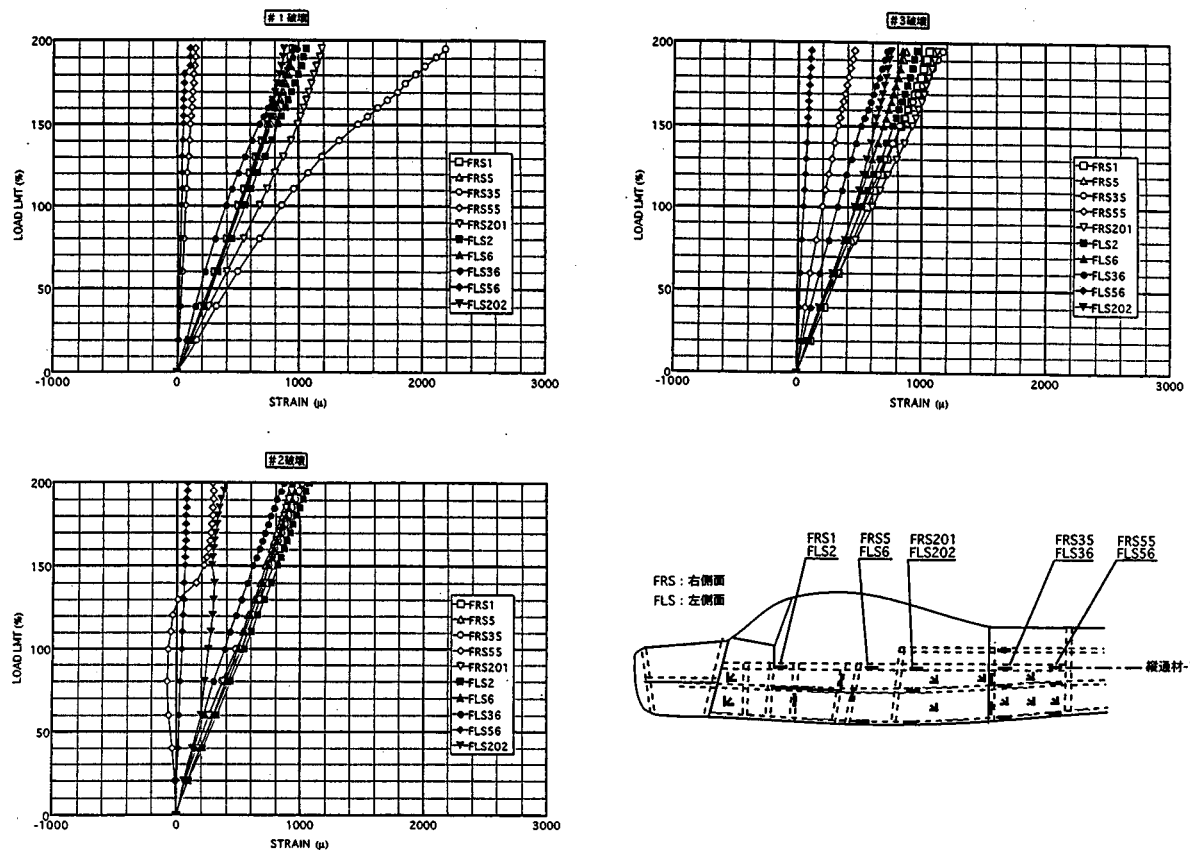


図 61 - 1. 胴体外板縦通材 1 歪出力

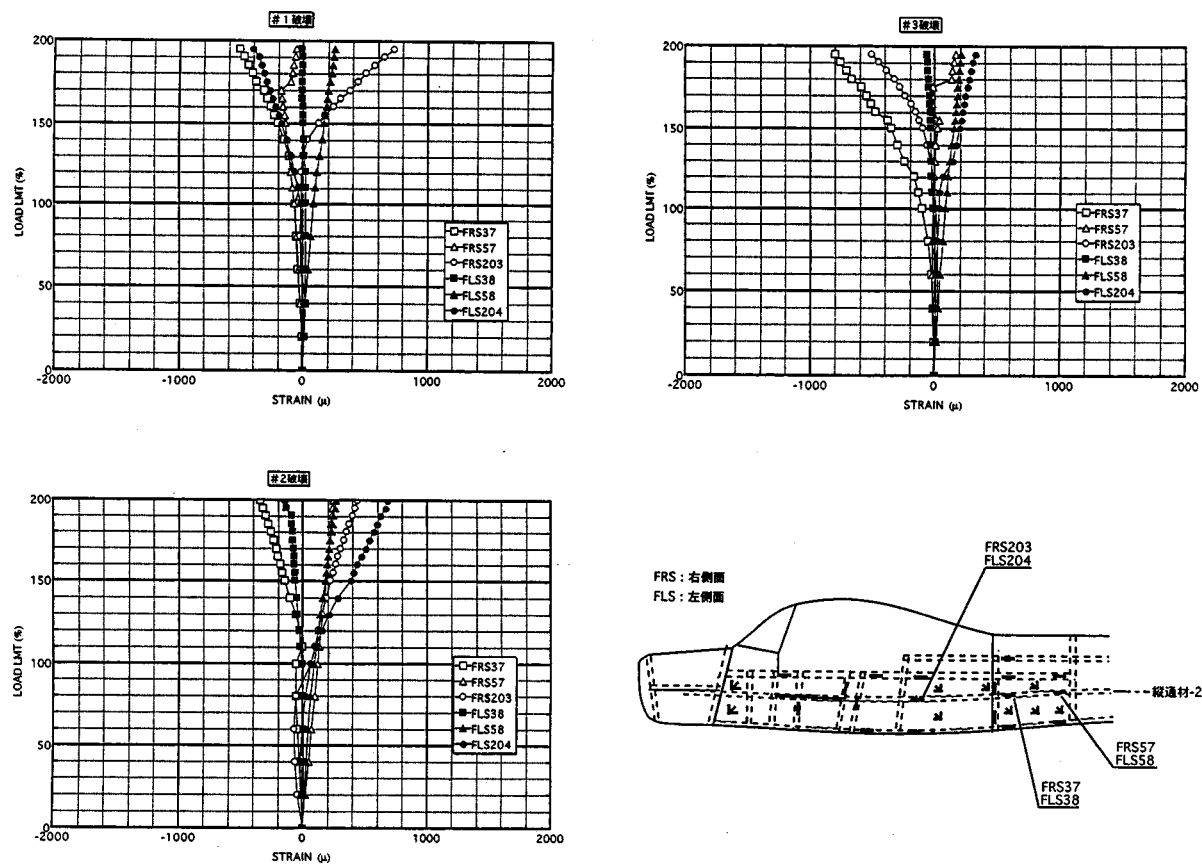


図 61 - 2. 胴体外板縦通材 2 歪出力

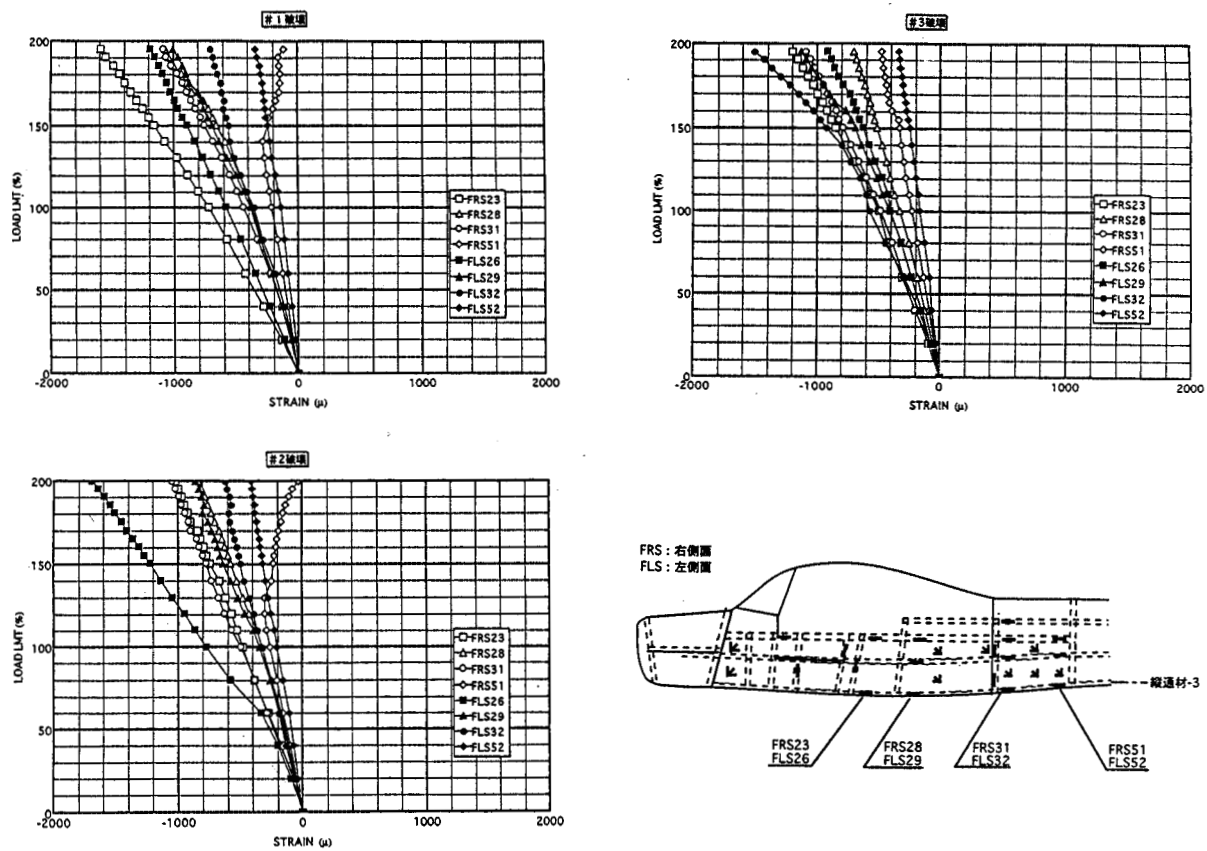


図 61 - 3. 胴体外板縦通材 3 歪出力

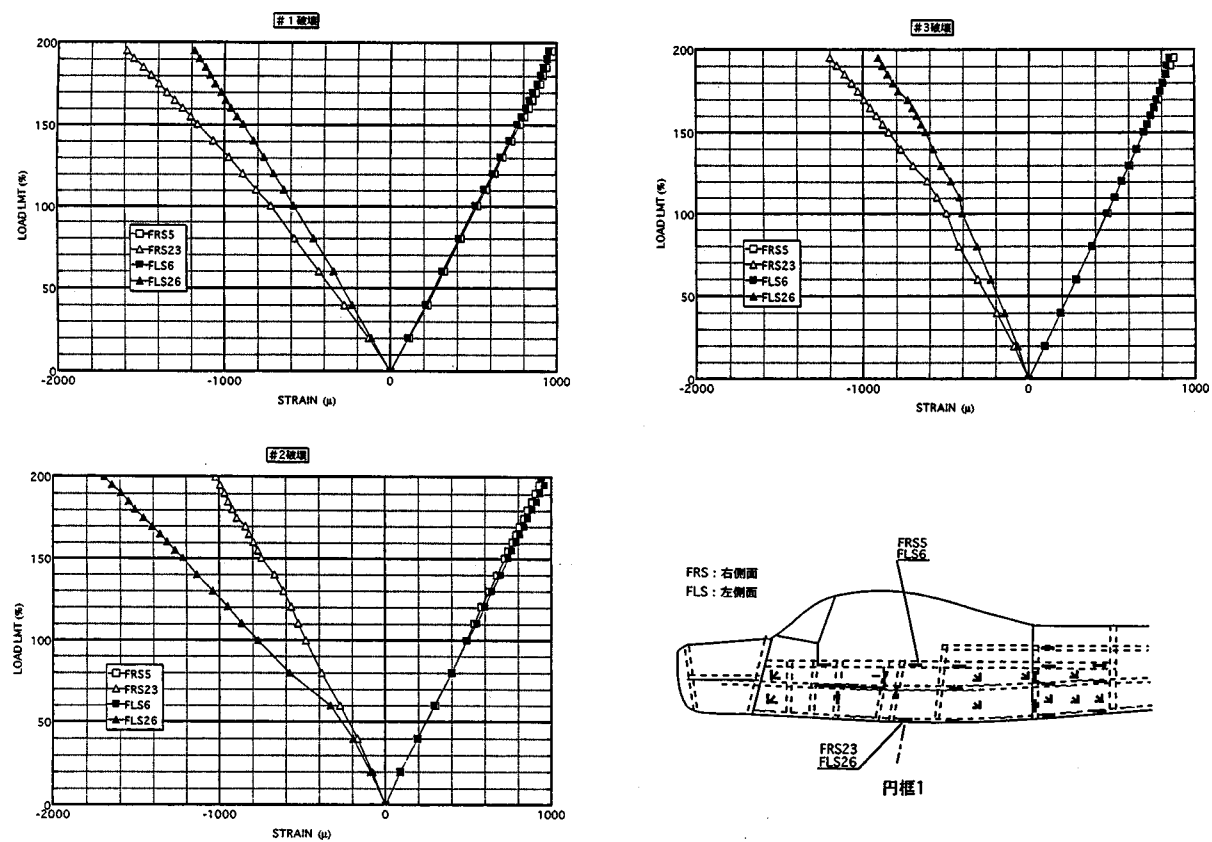


図 62 - 1. 胴体外板門框 1 歪出力

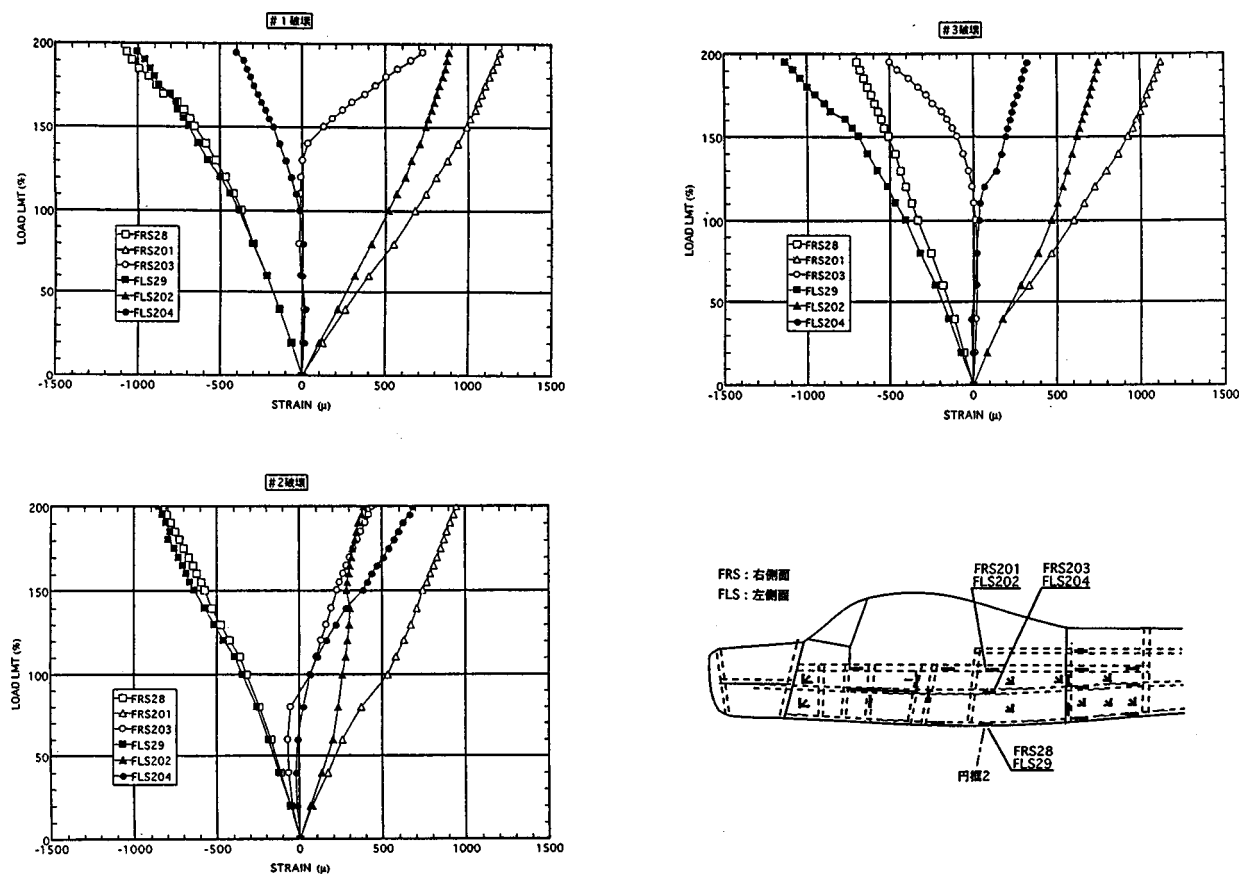


図 62 - 2. 胴体外板円框 2 歪出力

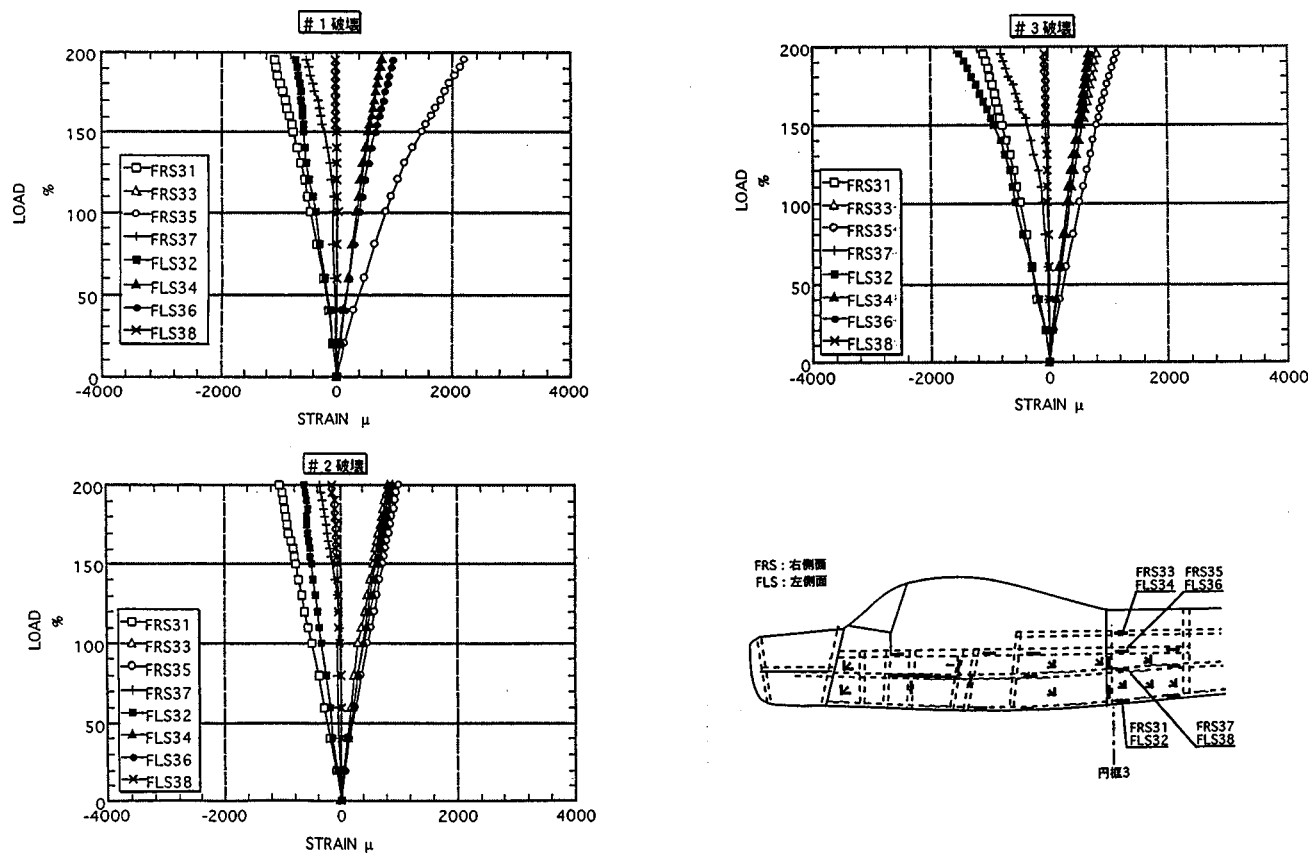


図 62 - 3. 胴体外板円框 3 歪出力

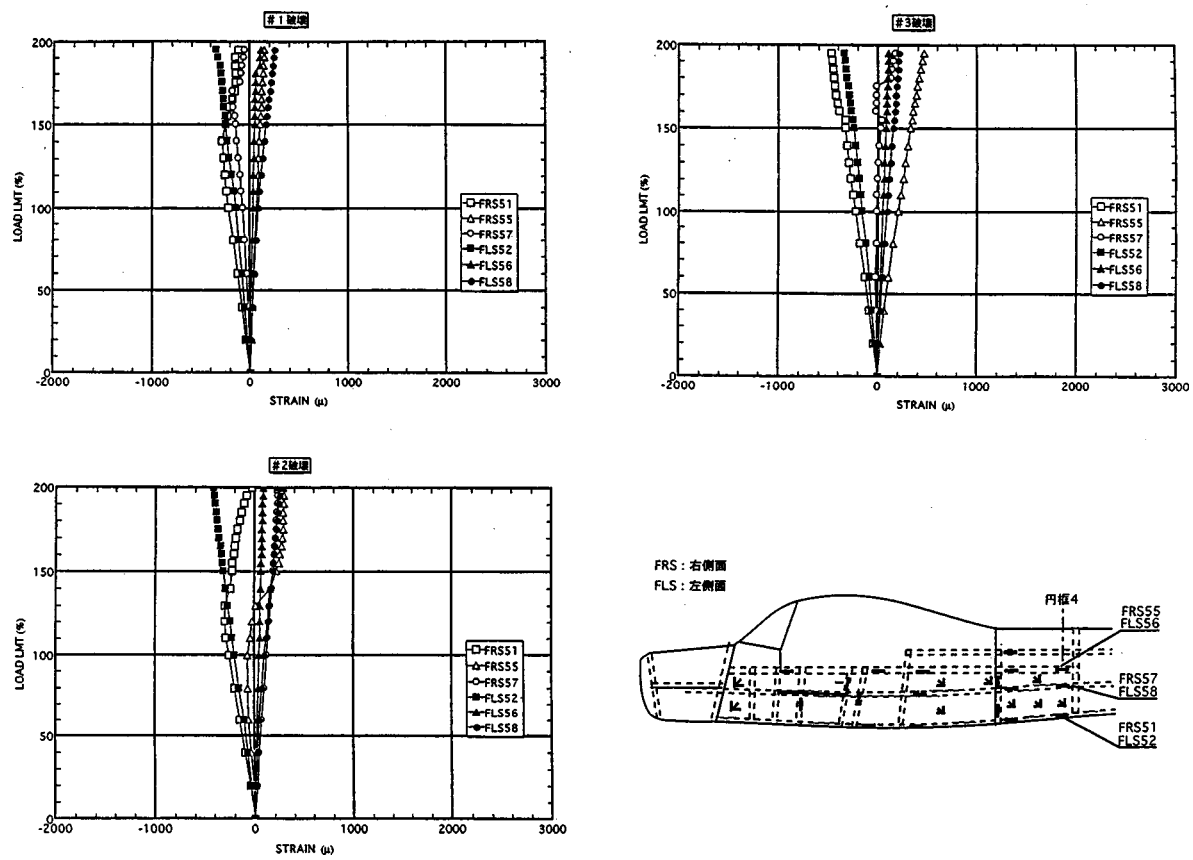


図 62 - 4. 胴体外板円框 4 歪出力

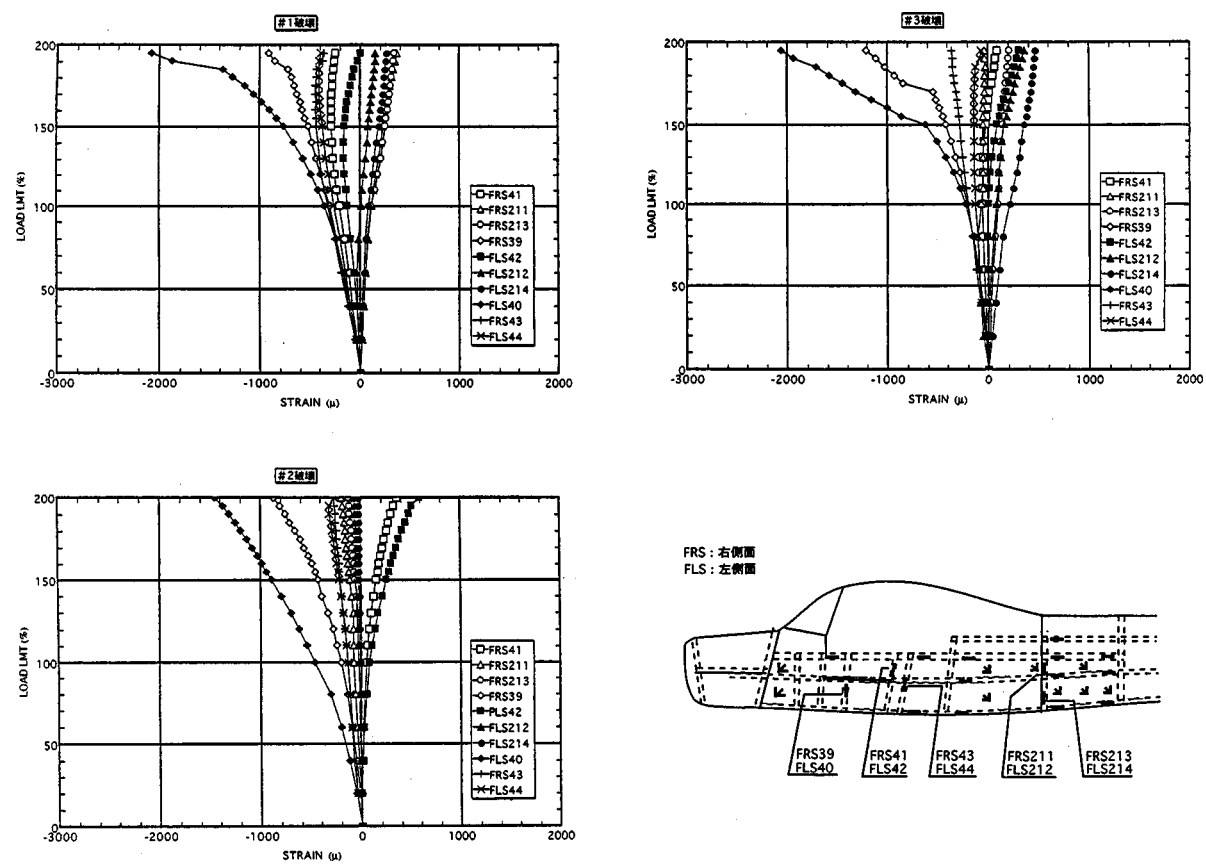


図 63. 胴体外板円框歪出力

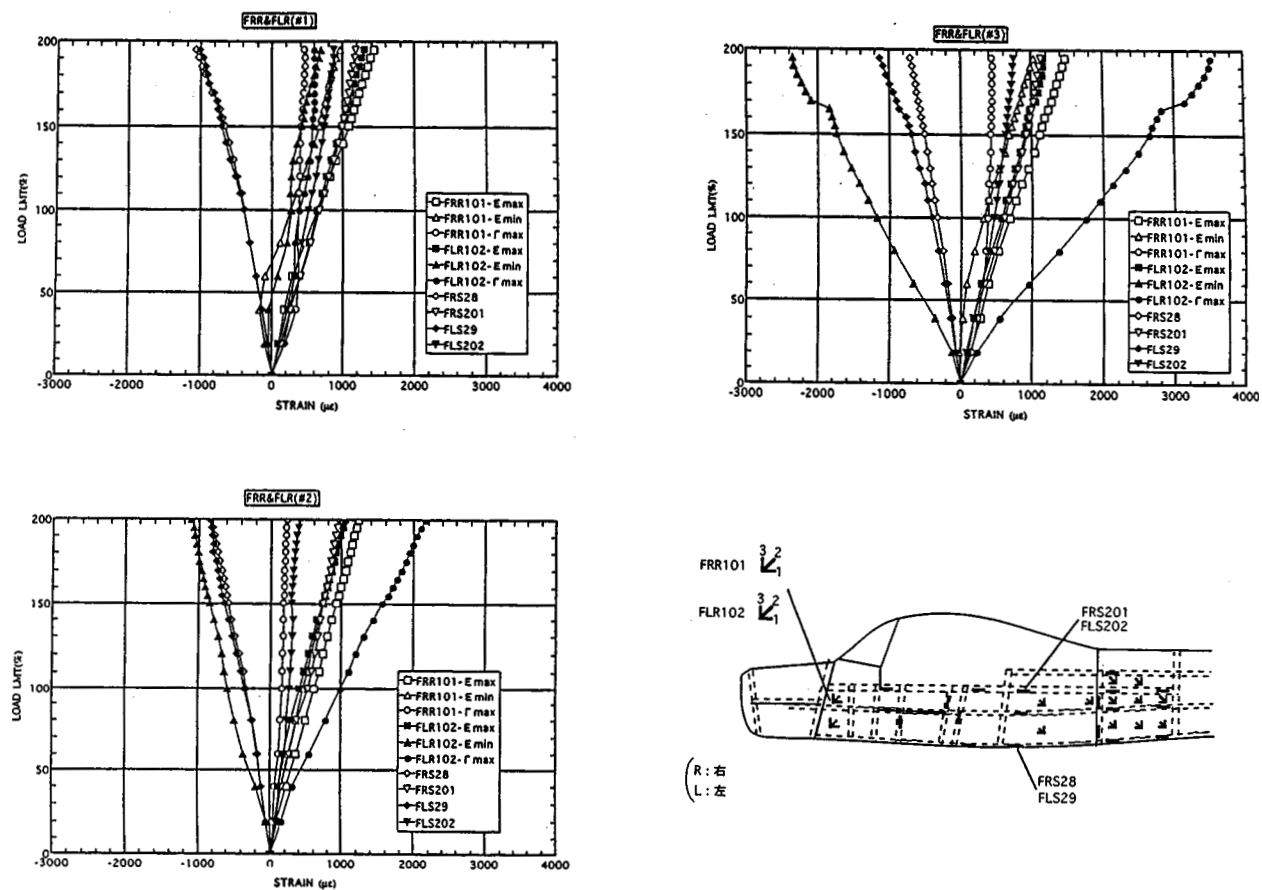


図 64-1. 胴体前部外板左右側面ロゼットゲージ歪出力

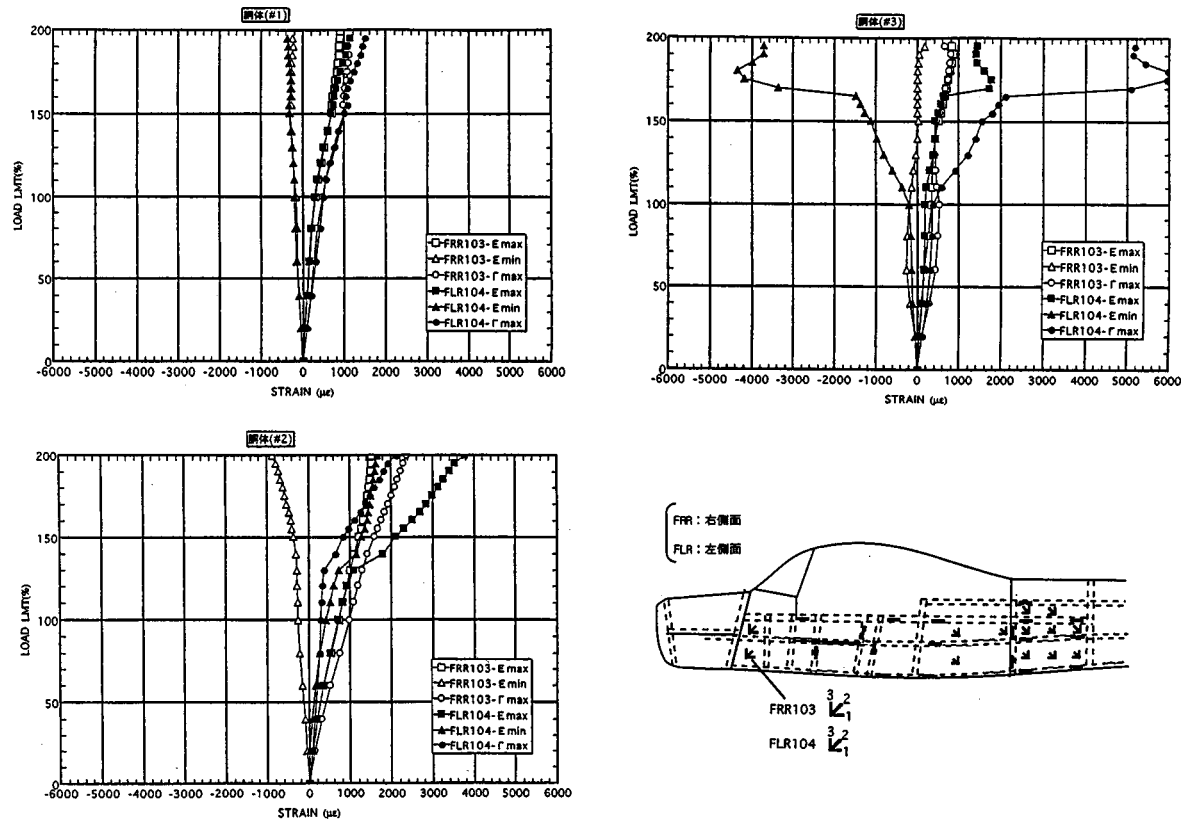


図 64-2. 胴体前部外板左右側面ロゼットゲージ歪出力

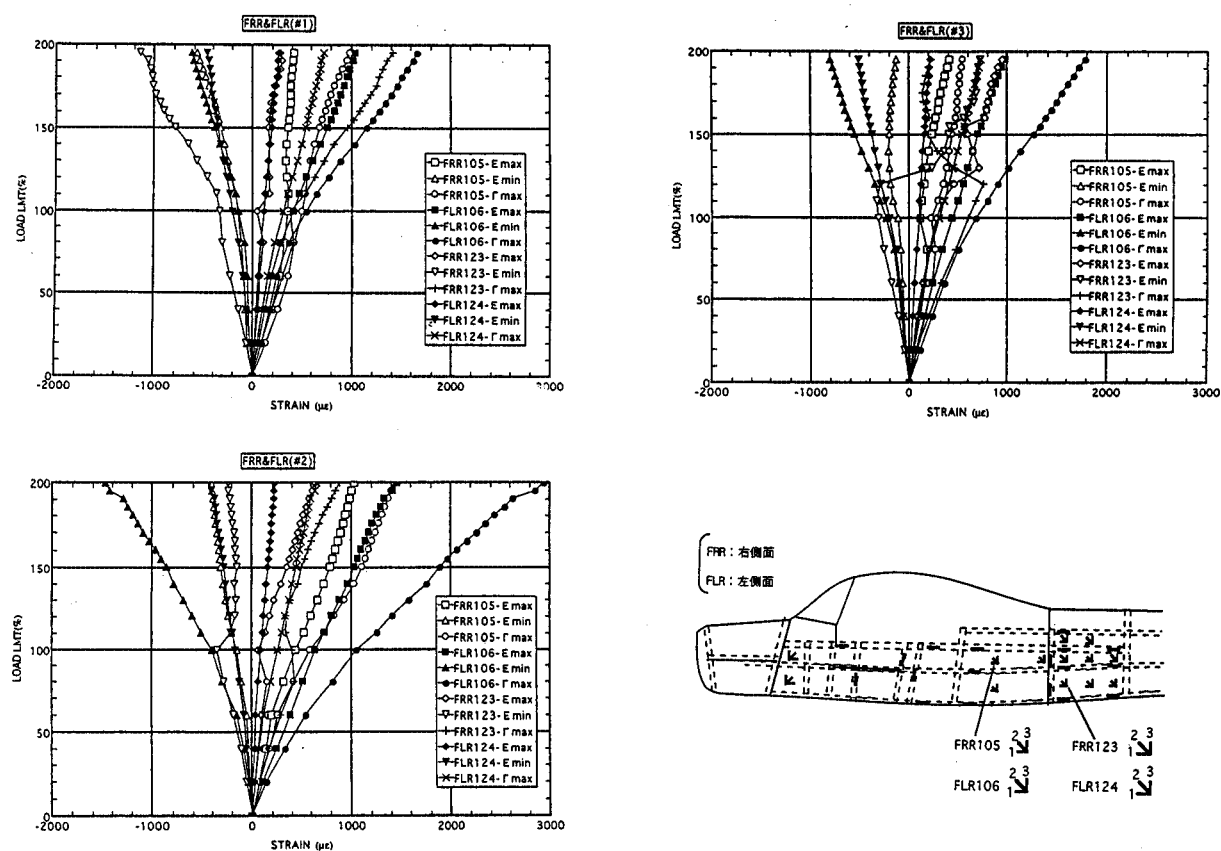


図 65-1. 胴体後部外板左右側面ロゼットゲージ歪出力

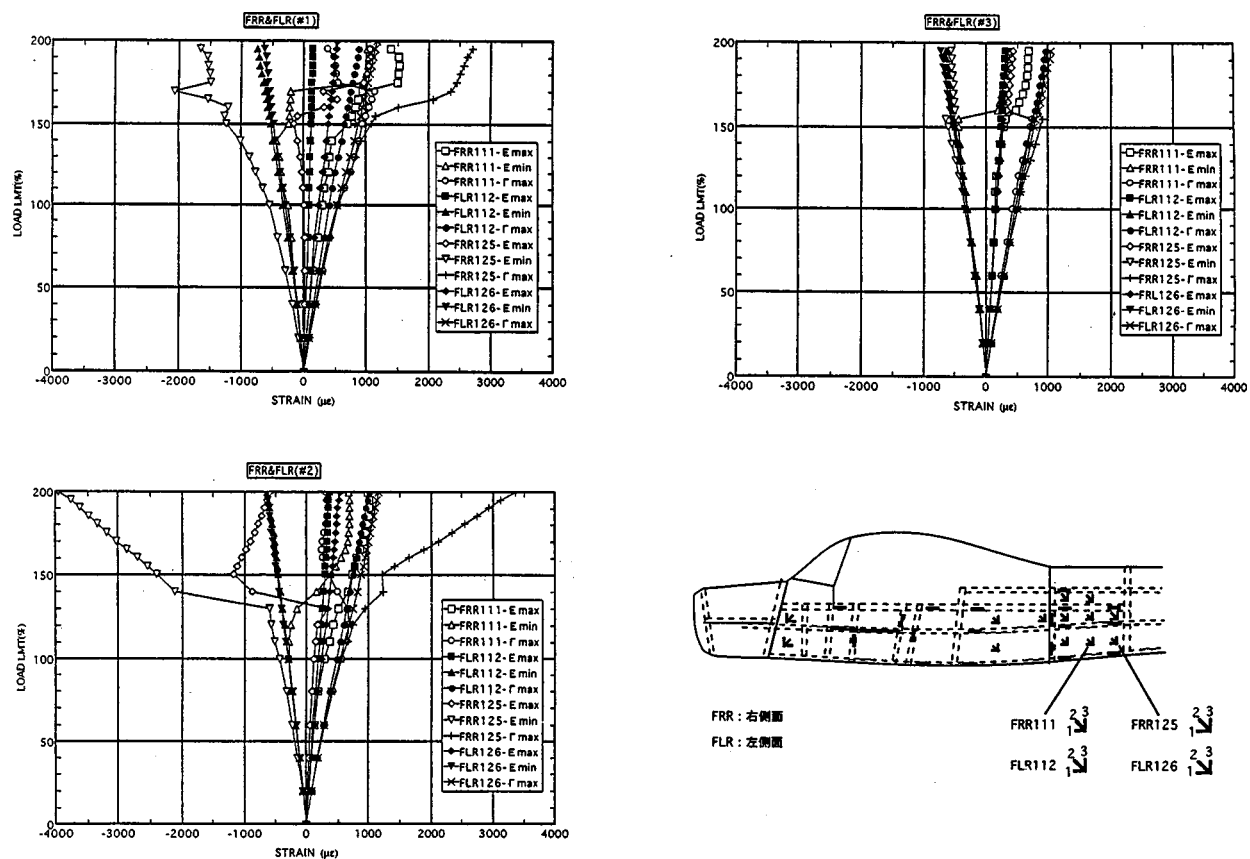


図 65-2. 胴体後部外板左右側面ロゼットゲージ歪出力

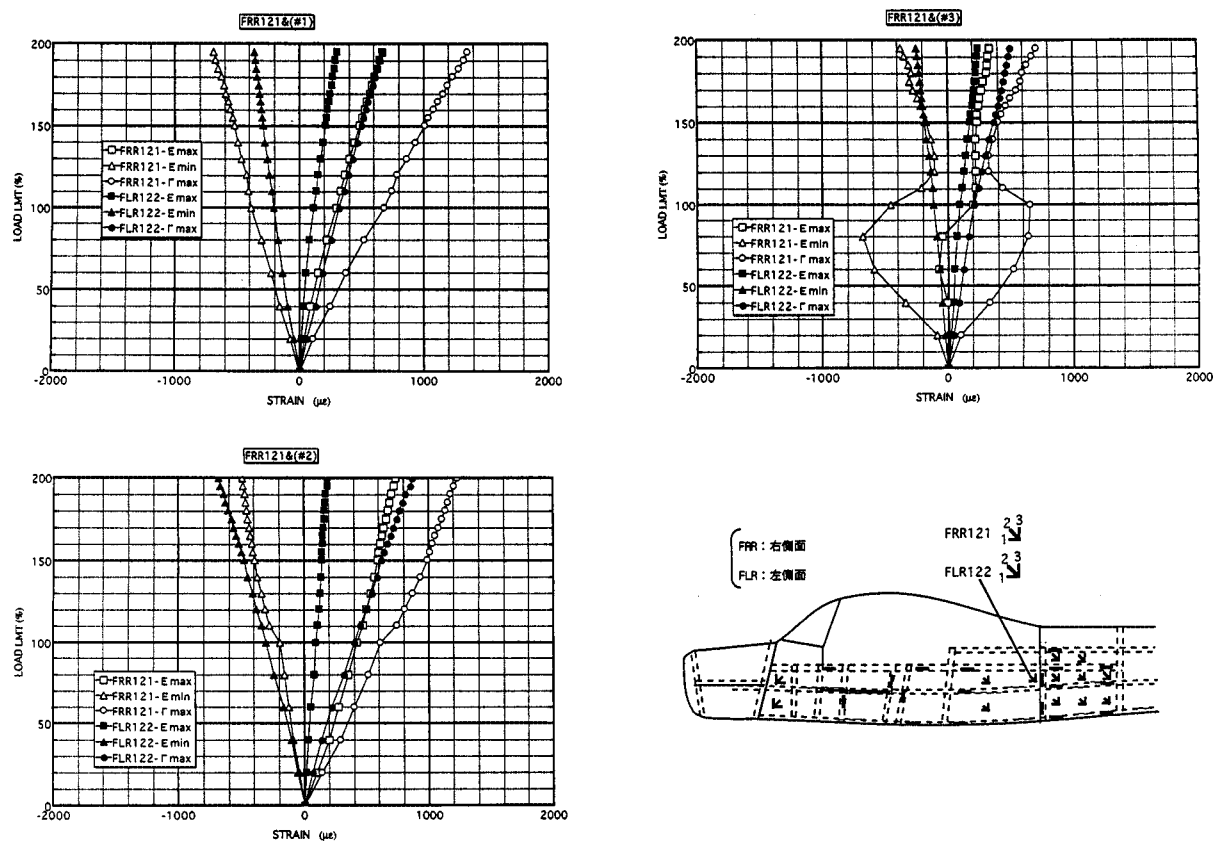


図 65 - 3. 胴体後部外板左右側面ロゼットゲージ歪出力

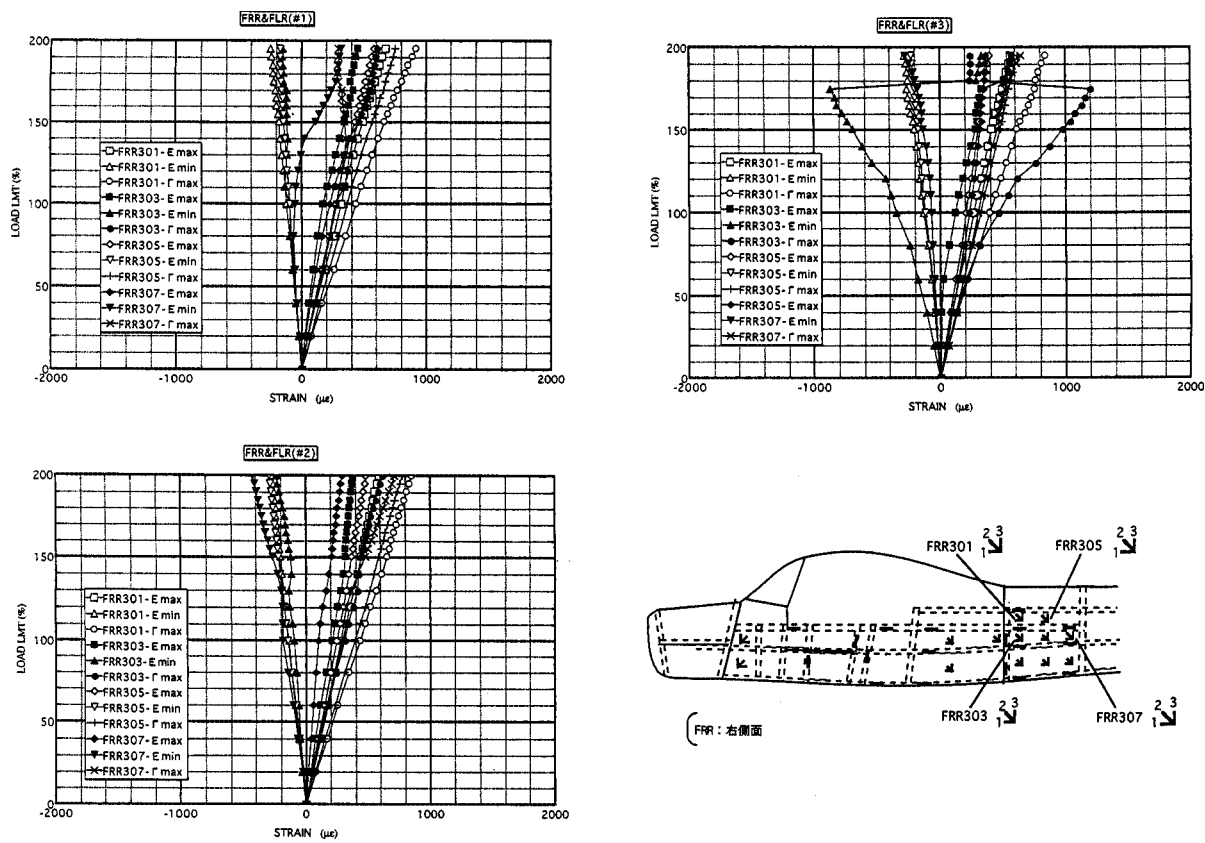


図 65 - 4. 胴体後部外板右側面ロゼットゲージ歪出力

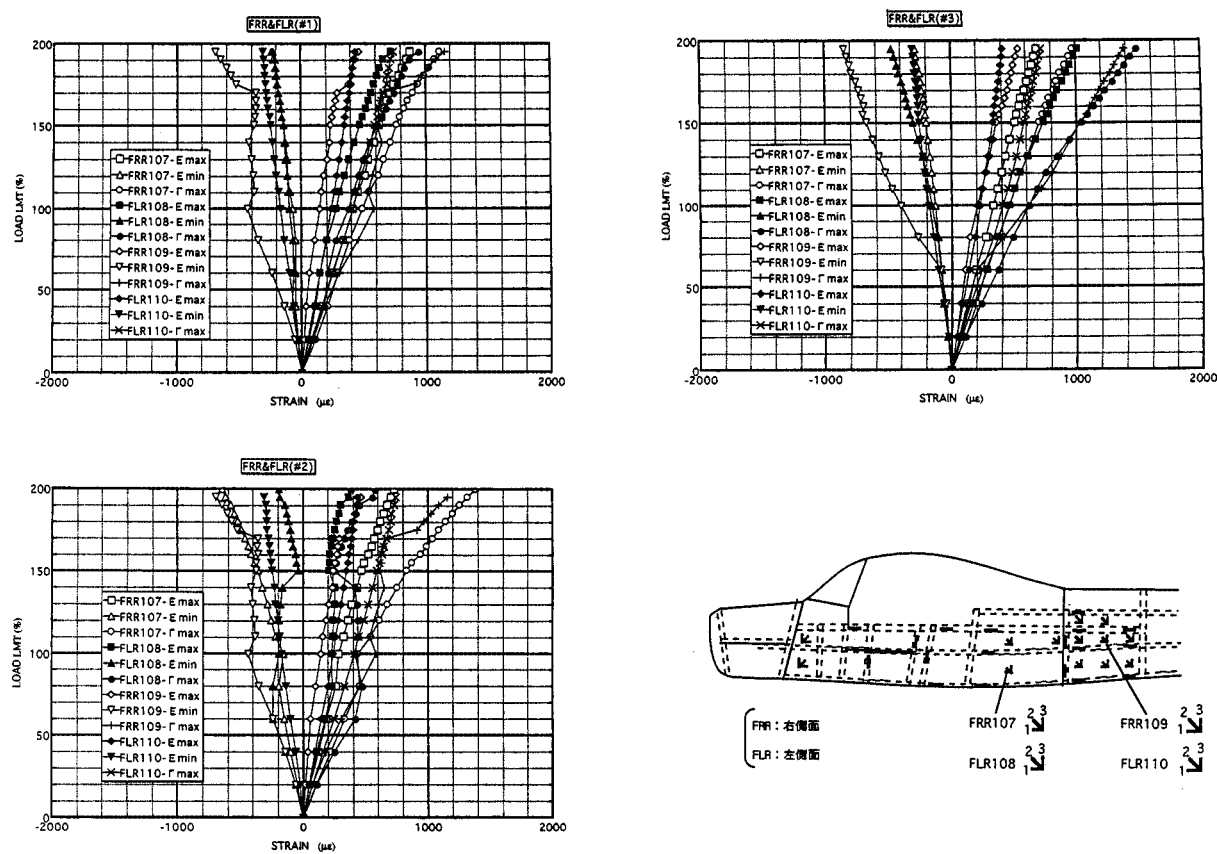


図 65 - 5. 胴体後部外板左右側面ロゼットゲージ歪出力

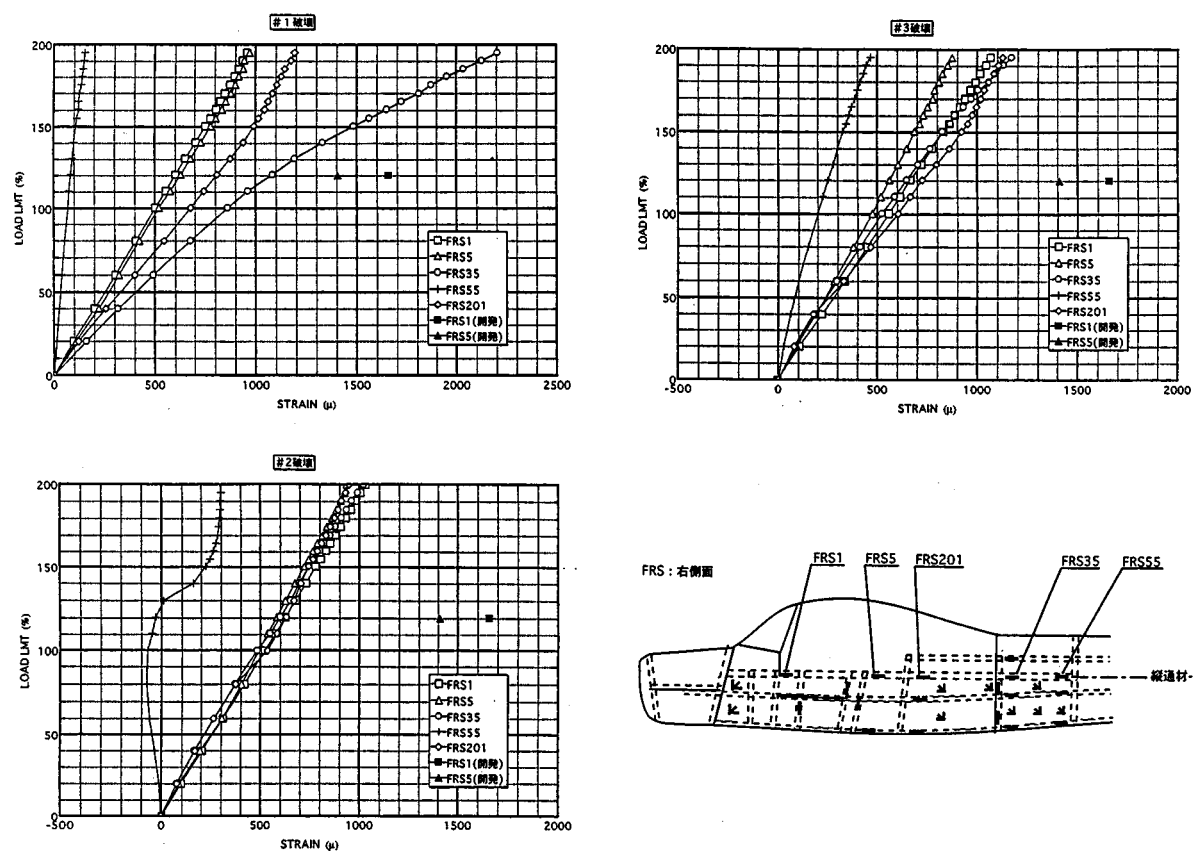


図 66 - 1. 胴体外板右縦通材 1 の歪出力 (開発と試験の比較)

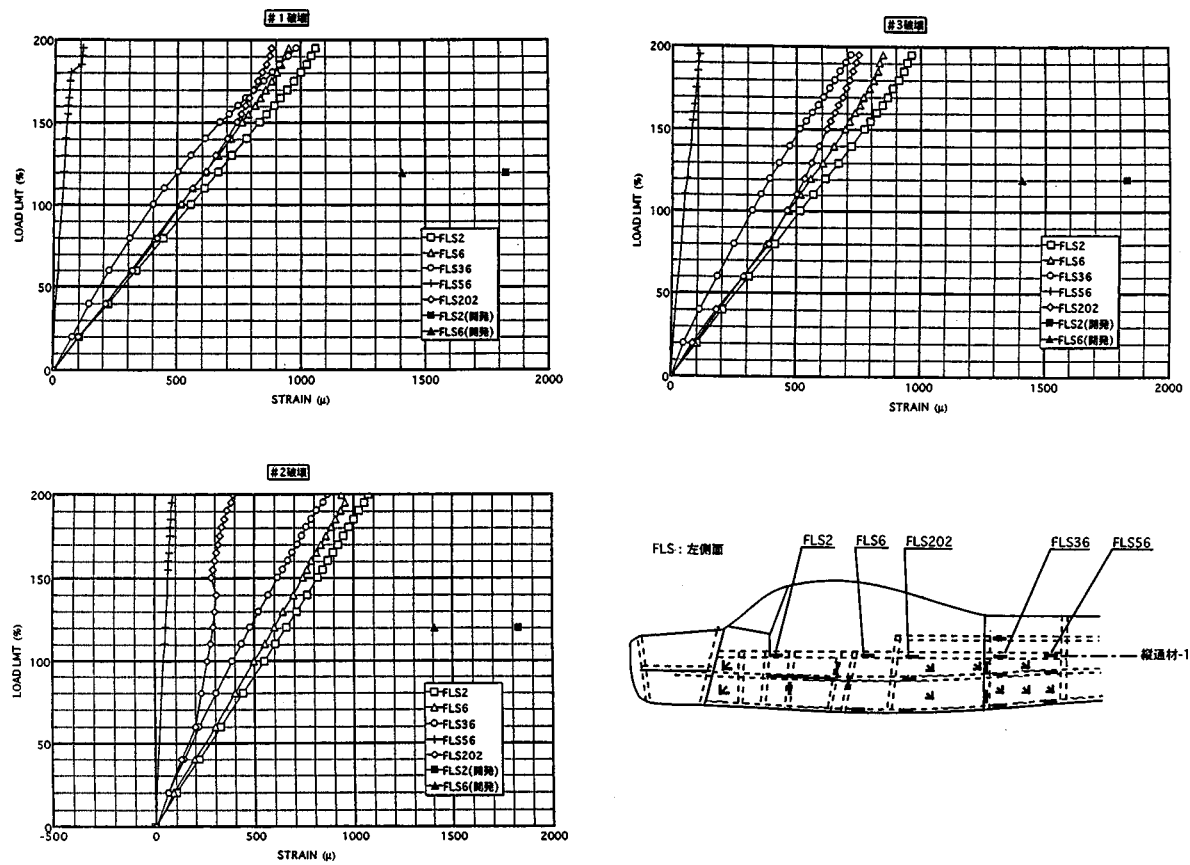


図 66 - 2. 胴体外板左縦通材 1 の歪出力（開発と試験の比較）

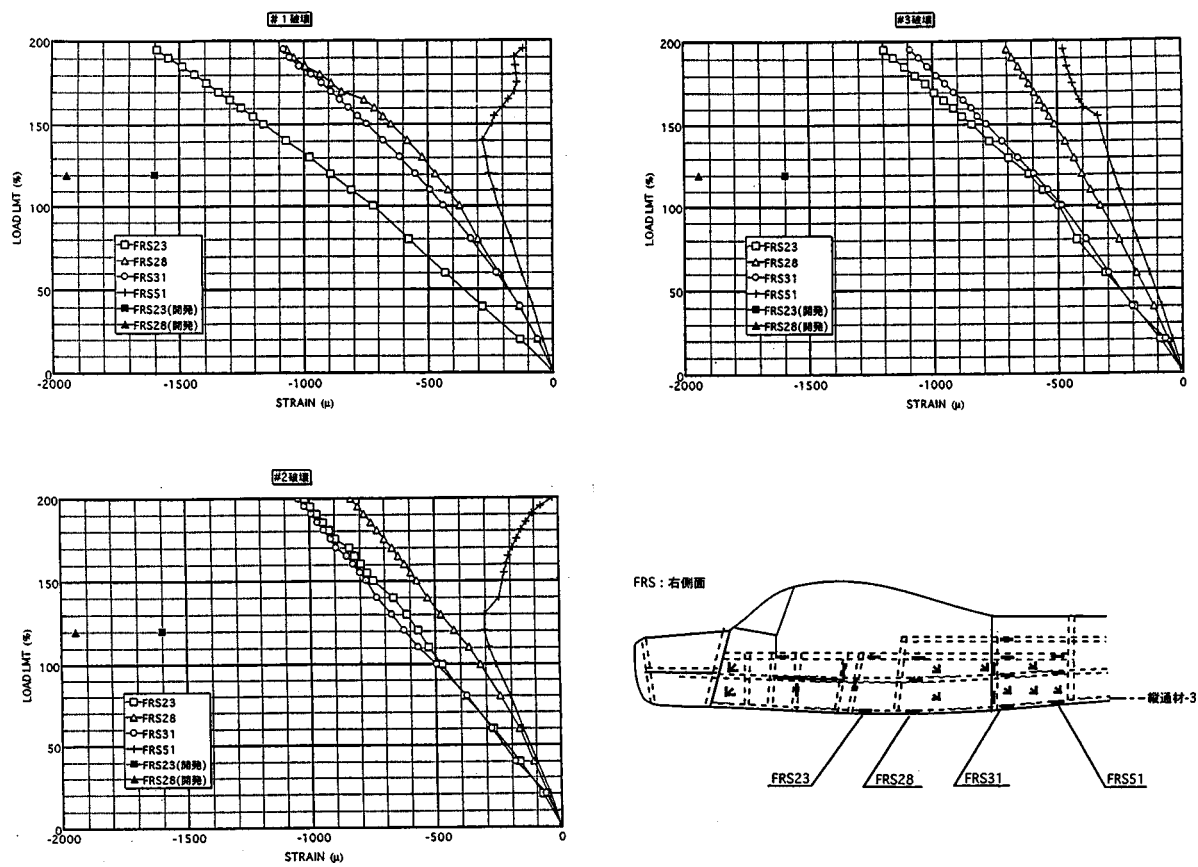


図 67 - 1. 胴体外板右縦通材 3 の歪出力（開発と試験の比較）

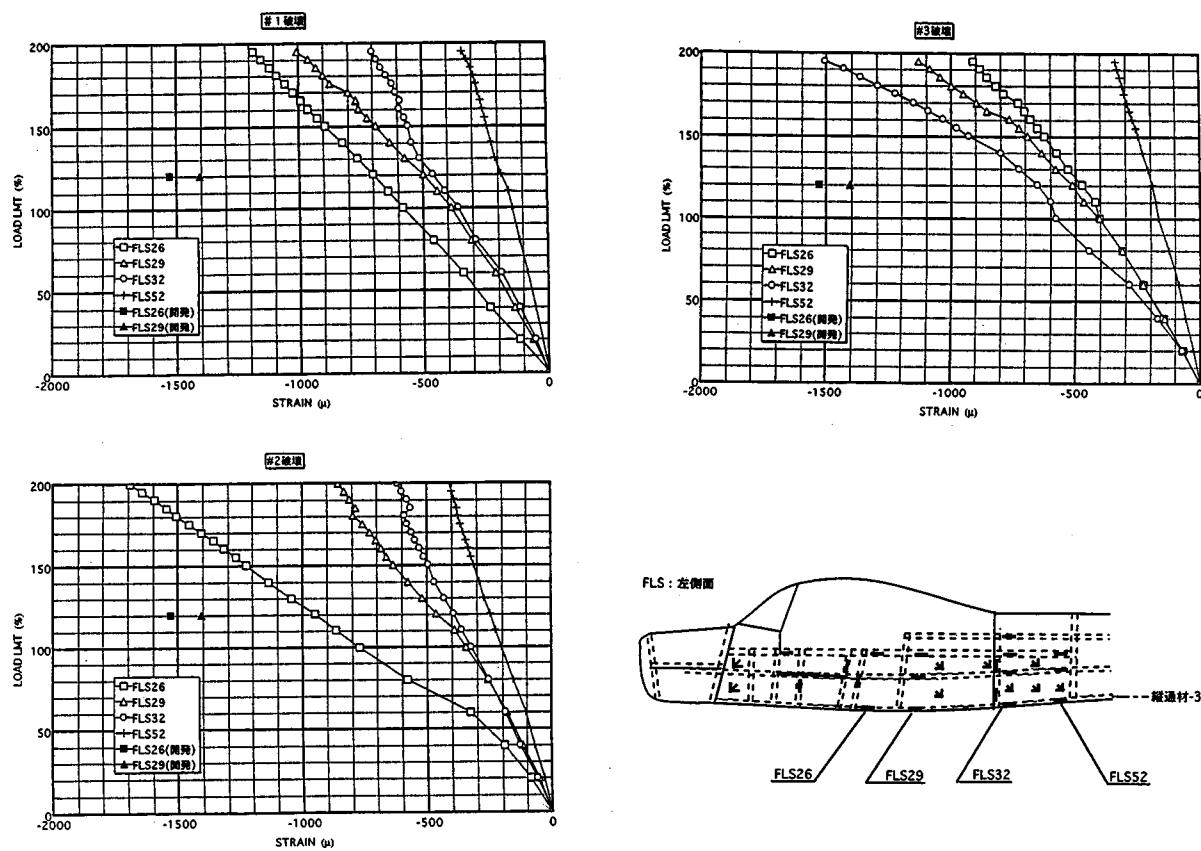


図 67-2. 胴体外板左縦通材 3 の歪出力 (開発と試験の比較)

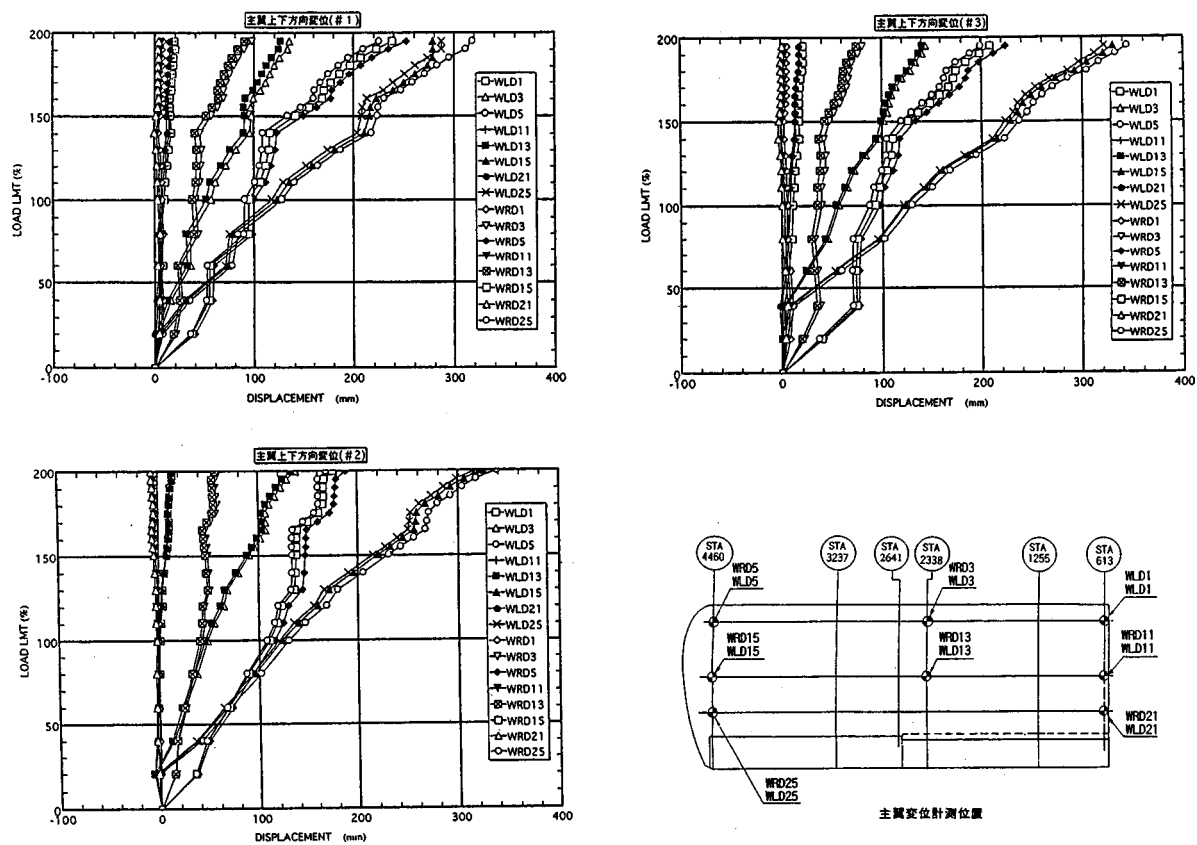


図 68. 主翼上下方向変位出力

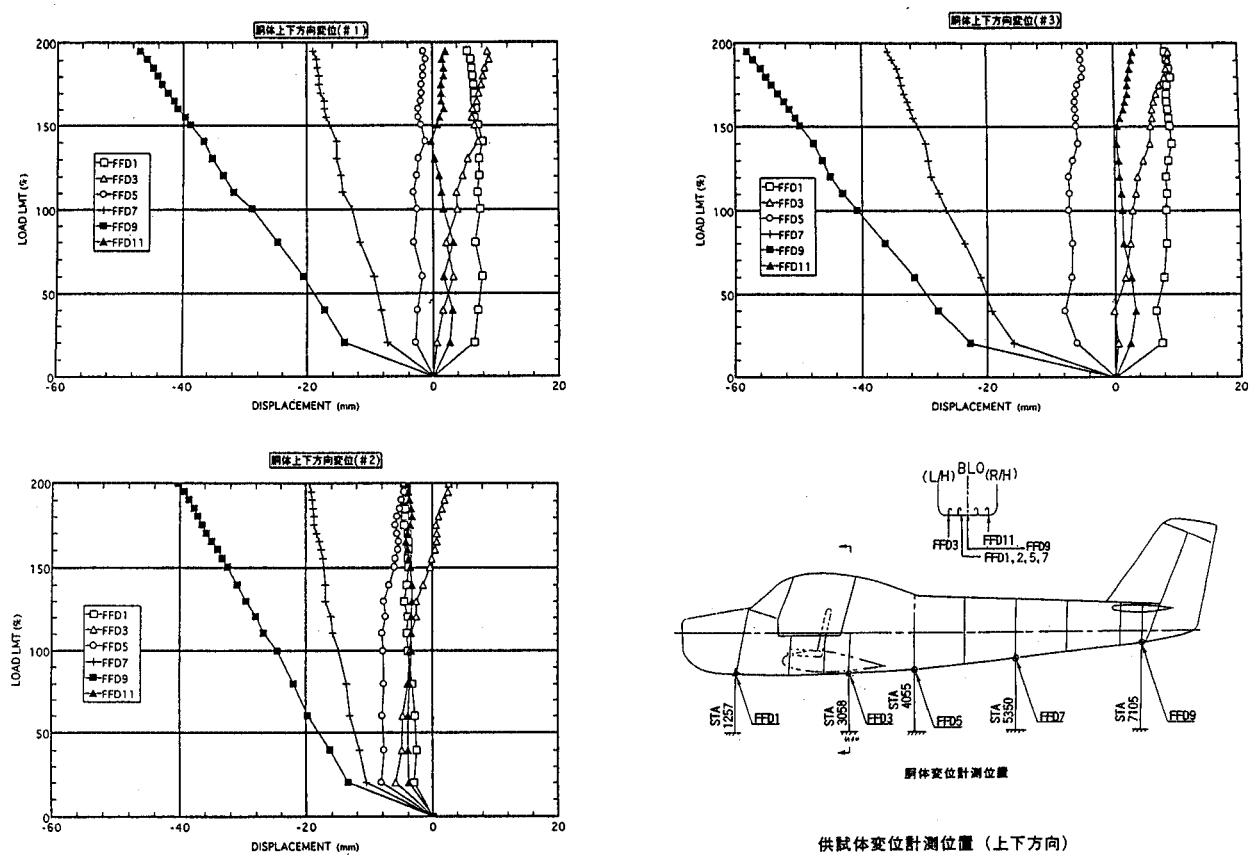


図 69. 胴体上下方向変位出力

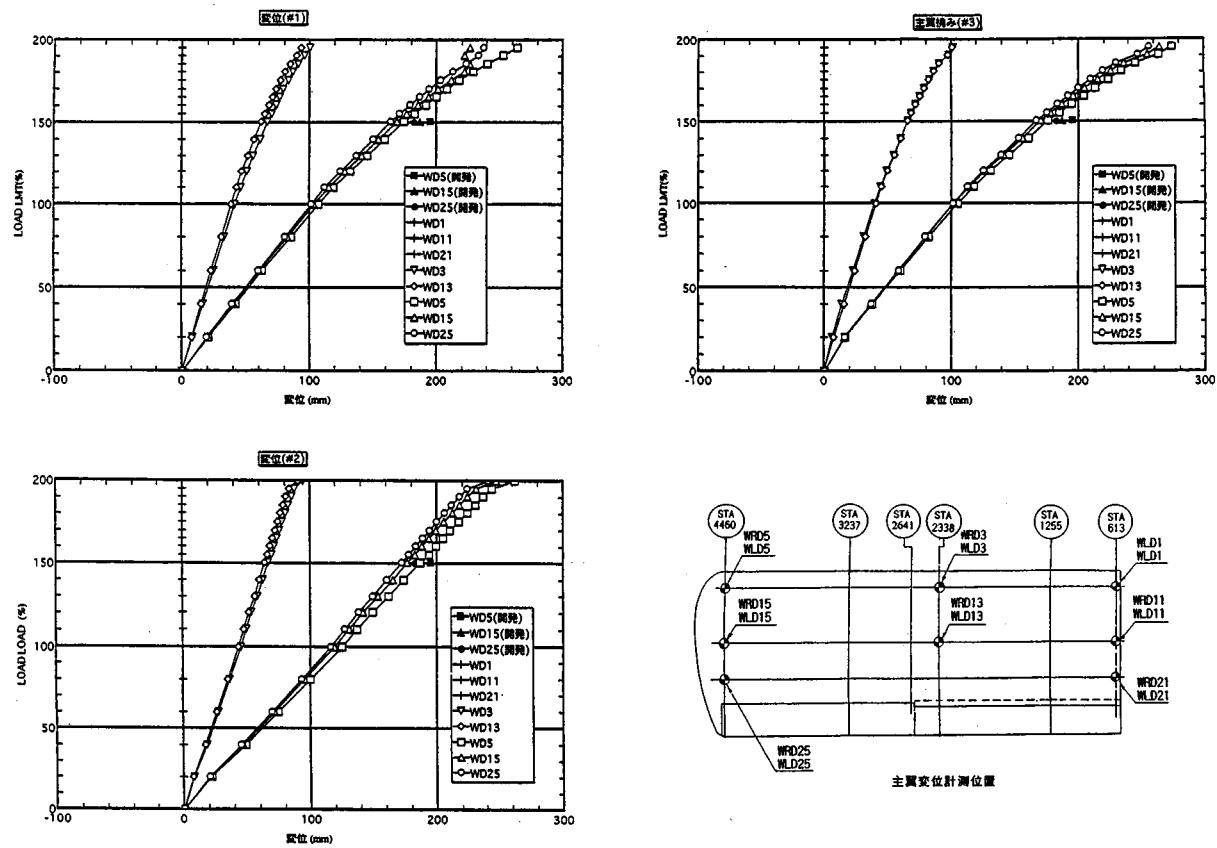


図 70. 主翼上下方向変位出力の修正値（開発と試験の比較）

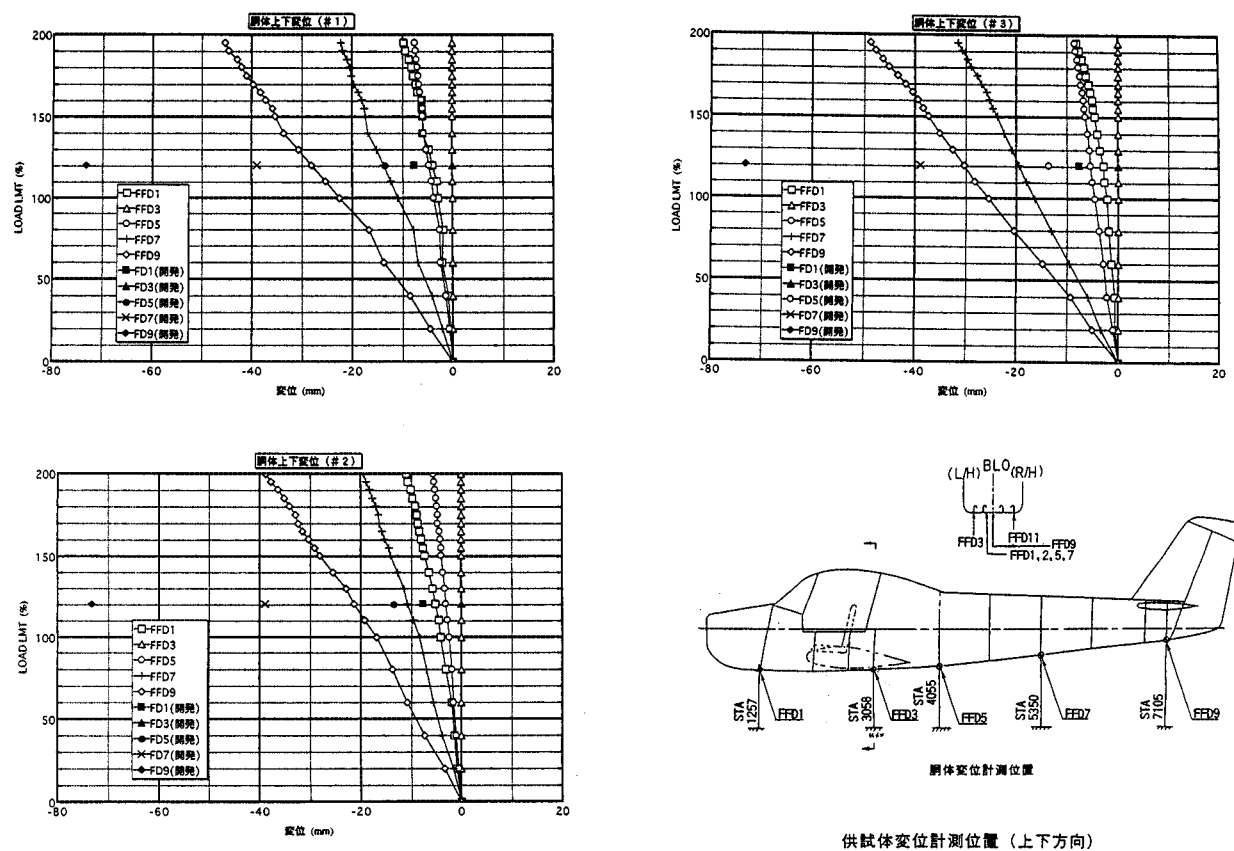


図 71. 胴体上下方向変位出力の修正値（開発と試験の比較）

FA-200-180型機の胴体についての試験結果はない。そこで、胴体については本試験と開発時（A類、160型）の結果とを比較する。胴体外板の縦通材1に沿った左右両側面の歪出力を図66-1、図66-2に示す。同図には開発時に行った相当位置の結果をあわせて示す。胴体外板の縦通材3に沿った左右両側面の歪出力を図67-1、図67-2に示す。同図には開発時に行った相当位置の試験結果をあわせて示す。縦通材1および3の歪の最大値は、引張り側で約2,400 μ 、圧縮側で約1,400 μ と小さく、開発時の結果に比べて約1/2の値となっている。

次に、主翼上下方向の変位を図68に、胴体上下方向の変位を図69に示し、それぞれの修正値を図70、図71に示す。修正変位は上下および左右方向の機体の傾き等の修正を行ったものである。図70の主翼の修正値には開発時の追加試験で行った150%制限荷重の結果も併せて示す。開発時の結果は左翼のみで、右翼はダミー翼のため図には示していない。この結果を見ると150%制限荷重の範囲内であるが今回の結果とほぼ一致している。図71の胴体の修正値には開発時に行った結果を併せて示す。試験結果は開発時の変位出力と比べて少なく、歪、変位ともに約1/2の値となっている。これは、A類160型開発時の全機静荷重試験において破壊した側胴部に対して行った補強により強度および剛性が増した結果と考え

られる。

4-5 破壊箇所（主翼取付部）の強度検討⁷⁾

供試体3機の破壊箇所は、図56に示したようにいずれも主翼の曲げモーメントが最も厳しくなる主翼取付部で起きている。

(1) 主翼取付部分担荷重

主桁フランジにかかる軸力(ULT)は

曲げモーメント $M_B = 3,400 \text{ kgfm}$

・・・(表3より)

h_e (有効桁高さ) = 0.218m とすると

$$P \text{ (軸力)} = \frac{M_B \times 1.5}{h_e} = 23,400 \text{ kgf}$$

(曲げモーメントは補桁では受け持たない)

(2) 主桁フランジ強度

軸力 $P = 23,400 \text{ kgf}$

フランジの断面積 A_T は

$$A_T = 4 \times 31 \times 2 + (50 - 4 \times 2 - 6.35) \times 10.7 = 629 \text{ mm}^2$$

下側フランジの終極荷重時の応力 f_t

$$f_t = \frac{P}{A_T} = 37.2 \text{ kgf/mm}^2$$

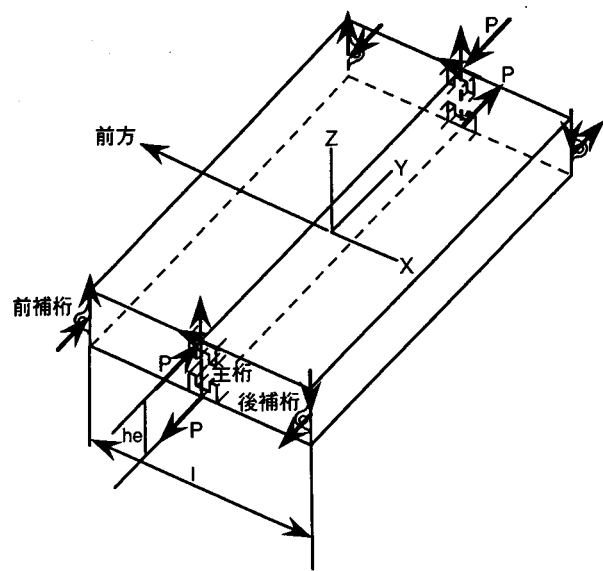


図 72. 主翼翼根の軸力

桁フランジの許容応力 F_{tu} を 42kgf/mm^2 とすると

安全余裕 $MS = \frac{F_{tu}}{f_t} - 1 = 0.13 \dots$

試験時に曲げ引張破断した #1 供試体の右下主桁フランジ破断面の拡大写真を図 74 に示す。

(3) 主桁キャリースルーフランジの強度⁸⁾

① = ③ $b/t = (32 - 9.5)/4 = 5.6$

$F_{ccr} = 32 \text{ kgf/mm}^2$

$P_{cc} = F_{ccr} \times A = 32 \times 22.5 \times 4 = 2,880 \text{ kgf}$

② $b/t = 69.4/9.5 = 7.3$

$F_{ccr} = 39 \text{ kgf/mm}^2$

$P_{cc} = F_{ccr} \times A = 39 \times 69.4 \times 9.5 = 25,700 \text{ kgf}$

断面積 ① = 90mm^2

断面積 ② = 659mm^2

断面積 ③ = 90mm^2

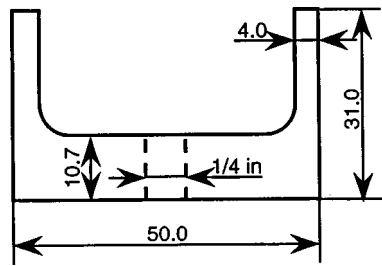


図 73. 主翼主桁フランジの断面

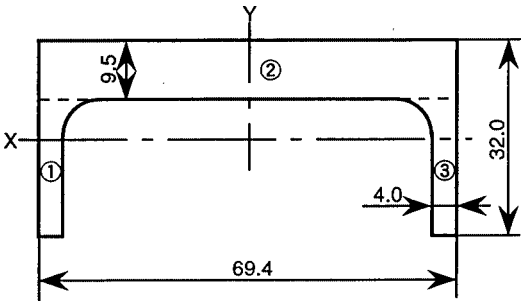


図 75. キャリースルーフランジの強度



図 74. 主桁フランジの破断面

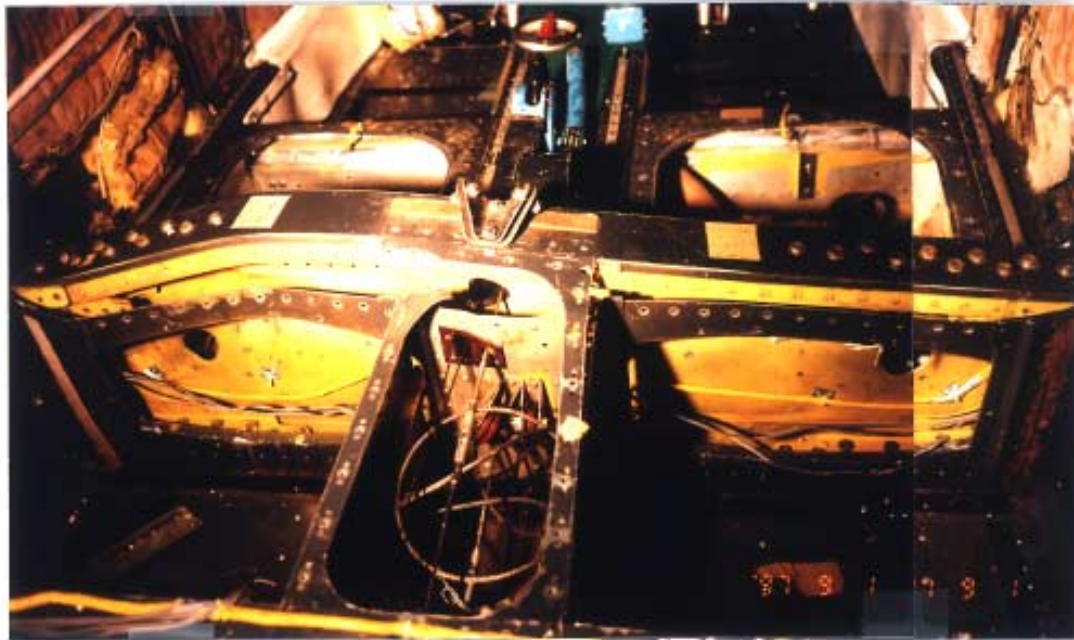


図 76. 主桁キャリースルーフランジ

全断面のクリッピング応力は

$$F_{cc} = \frac{\sum P_{cc}}{\sum A} = \frac{2,880 \times 2 + 25,700}{90 \times 2 + 659} = 37.5 \text{ kgf/mm}^2$$

断面二次モーメントは

$$I_x = 48,800 \text{ mm}^4, I_y = 460,000 \text{ mm}^4$$

断面二次半径は

$$\rho_x = \sqrt{\frac{I_x}{A}} = 7.63 \text{ mm}, \rho_y = \sqrt{\frac{I_y}{A}} = 23.4 \text{ mm}$$

部材長さ

$$L_x = 210 \text{ mm}, L_y = 430 \text{ mm}$$

..... $C = 1.5$

$$\text{座屈長さは } L_{x'} = \frac{L_x}{\sqrt{C}} = 171 \text{ mm}, L_{y'} = \frac{L_y}{\sqrt{C}} = 351 \text{ mm}$$

クリッピング応力と座屈長さ、断面二次半径より短柱の弾性座屈応力を求める Johnson の修正式を用いて主桁キャリースルーフランジの座屈応力を求めると

$$F_c = F_{cc} - \frac{F_{cc}^2 \left(\frac{L}{\sqrt{C}} \right)^2}{4\pi^2 E}$$

弾性係数 $E = 7,200 \text{ kgf/mm}^2$

$$\frac{L_{x'}}{r_x} = 22.4 \Rightarrow F_c = 34 \text{ kgf/mm}^2$$

$$\frac{L_{y'}}{r_y} = 15.0 \Rightarrow F_c = 36 \text{ kgf/mm}^2$$

主桁キャリースルーフランジの耐え得る座屈荷重

$$P_{alw} = 34 \times 839 = 28,500 \text{ kgf}$$

$$\text{安全余裕 } MS = \frac{P_{alw}}{P} - 1 = 0.22 \dots$$

試験時に圧縮座屈で破壊した #2 供試体の上部主桁キャリースルーフランジの写真を図 76 に示す。

(4) 設計値と試験結果の比較

設計時に推定した破壊荷重と試験結果を比較すると、設計時主桁フランジの許容応力 $F_m = 42 \text{ kgf/mm}^2$ 、終極荷重時の応力 $f = 37.2 \text{ kgf/mm}^2$ の時の安全余裕 0.13 から主桁フランジの破壊荷重を推定すると 170% LMT 荷重となり、主桁キャリースルーフランジの安全余裕 0.22 から破壊荷重を推定すると 183% LMT 荷重となる。一方、試験における破壊は、#1 供試体が主桁フランジで 198% LMT 荷重、#2 と #3 供試体は主桁キャリースルーフランジでそれぞれ 200% LMT 荷重、199% LMT 荷重である。設計時と試験時の破壊荷重を比較すると #1 は 1.17 倍、#2 は 1.09 倍、#3 は 1.09 倍と試験時の荷重が大きくなっている。供試体はいずれも十分な余裕を持った機体であることが判る。

5. まとめ

製造後約 25 年、10,000 飛行時間を越えた小型航空機 3 機について機体主構造の残存強度を確認する目的で静荷重試験を行い次の結論を得た。

- 機体は健全な強度維持状態を示していた。
- 3 機とも製造時のバラツキが少なく、かつ機体が正しく維持され、腐食がどこにもなかったため健全な機体を維持できたものと考えられる。

- 破断箇所はいずれも主翼曲げモーメントがもっと厳しくなる翼根部付近であった。
- 破壊箇所は3機で若干違うがその差は本質的なものではなく、いずれも翼根部付近であったことは機体の主翼が1本桁構造でシンプルなものであったためと思われる。
- プロトタイプの試験では側胴部に破壊が起こっているが、供試体はプロトタイプと若干異なり胴体に補強と主翼の変更がなされている。
- 機体は、設計時の破壊予想荷重と比べて主桁キャリールーフランジでは17%大きく、キャリールーフランジでは9%大きかった。
- 破壊荷重は、それぞれ制限荷重の198%、200%、199%であり、十分な強度を持った機体であることが判った。
- 試験の歪測定結果では2機目の試験において198%制限荷重時に負荷パッドに不具合が発生して試験をやり直した。このことによる加工硬化が再度の荷重負荷応答履歴において歴然と表れた。

6. おわりに

バラツキを検討する最小単位である3機⁹⁾の経年小型航空機について、主構造の残存強度を確認する目的で静荷重試験を実施した。その結果、制限荷重に対して、3機の機体は全て有害な残留変形は認められなかった。また、終極荷重に対して、3機の機体は全て3秒間以上耐荷し、強度および剛性は十分保持されていた。

これにより、運用条件、機体維持管理条件が設計に沿ったものであれば、25年という経年下においても機体構造の健全性を保持できることを、終極荷重範囲において

証明できたと考えている。また、破壊荷重のバラツキの少なさは、同時に製造上の品質管理の結果を反映しているものでもあらうと考える。なお、残存強度試験の後計画していた機体の詳細な分解検査は、試験の結果、機体の健全性が確認されたと判断し取りやめた。

参考文献

- 1) 外崎得雄、上田哲彦；経年小型航空機の残存強度試験、平成10年度次世代超音速機技術及び航空安全・環境適合技術に関する成果報告会前刷、平成10年7月22日
- 2) 外崎得雄、上田哲彦；経年航空機の全機地上振動試験、航空宇宙技術研究所資料、TM-732、1998年10月
- 3) 内藤子生、石川登；富士重工FA-20軽飛行機について、航空学会誌、第15巻、第161号、1967年6月
- 4) 運輸省航空局検査課 編集；耐空性審査要領、鳳文書林
- 5) 鳥養鶴雄、久世紳二；飛行機の構造設計ーその理論とメカニズムー、社団法人日本航空技術協会、1997.4
- 6) 小林繁夫；航空機構造力学、丸善株式会社、平成4年9月
- 7) 富士重工（株）社内資料
- 8) Michael Chun-Yung Niu；Airframe Structural Design, Conmilit Press LTD., March, 1988
- 9) A.M.Freudenthal, P.Y.Wang；Ultimate Strength Analysis of Aircraft Structures, Journal of Aircraft, Vol.7, No.3, May-June, 1970.