

新しいカテゴリーの小型航空機的设计試作 : 主翼構造の検討と評価

安田, 怜 / YASUDA, Ryou

(発行年 / Year)

2014-03-24

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2014-03-24

(学位名 / Degree Name)

修士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

法政大学大学院工学研究科 2013 年度修士論文

新しいカテゴリーの小型航空機の設計試作

-主翼構造の検討と評価-

DESIGN AND PROTOTYPING OF NEW CATEGORY SMALL AIRCRAFT
-EXAMINATION AND EVALUATION OF THE MAIN WING STRUCTURE-

指導教授 御法川 学

法政大学大学院工学研究科 機械工学専攻修士課程

12R1130 安田 怜

目次

1.緒論	1
1.1 研究背景	1
1.2LSA の概要	3
1.3 研究目的	7
2.機体設計	8
2.1 機体仕様	8
2.3 機体試作	19
3.主翼構造の強度計算と最適化.....	23
3.1 概要	23
3.2 理論	24
3.2.1 運動包囲線図	24
3.2.2 主翼にかかる力	27
3.2.2.1 計算式.....	27
3.2.2.2 計算結果	32
3.2.3 主翼寸法	34
4.静的強度解析	36
4.1 概要	36
4.2 解析条件	40
4.3 解析結果	41
5.実験モード試験.....	46
5.1 概要	46
5.2 理論	47
5.3 結果	52
6.まとめ	53
7.謝辞	54
参考文献)	55
付録	56

1. 緒論

1.1 研究背景

近年、世界的な航空機需要の増加に伴い日本企業も航空機の設計製造に主体的に参画するようになった。B787 の 35% を日本企業が生産し、純国産機の MRJ の開発やホンダジェットの製品化が進められるなど現在は日本の航空産業が転換期にあると言える。

しかしボーイングが B777x の生産をシアトルで行うという発表がされ、米国内に生産拠点を戻す動きがあり、エアバスは中国での生産比率を高めているなど、部品供給に頼っている日本の航空機産業が衰退していく可能性も大きくある。

日本は今までに YS-11 や FA-200 等の機体が生産されたが販売機数はあまり伸びず継続して生産されることは無かった。これは欧米に比べて航空分野のすそ野がとても狭く、ゼネラルアビエーションの文化が欧米に比べて特に弱いのが大きな要因である。

図 1.1.1 に示す通り日本はパイロットの数が圧倒的に少なく、パイロットの比率も欧米に比べ自家用操縦士数が圧倒的に少なく、日本が航空機産業で欧米に後れを取っている要因の一つである。

近年、アメリカおよびヨーロッパで、Light Sport Aircraft (LSA) という新しい航空機カテゴリーが航空法に設けられ、世界的に普及が進んでいる。経済発展の著しい中国やインドなどでも小型機の巨大マーケットが形成される可能性が大きく、日本の中小企業が LSA 市場に参入することは技術的には十分可能である。しかしながら、日本国内においては低コストかつ安全で飛ばしやすい小型航空機の設計ノウハウがほとんど蓄積されていないのが現状である。

本研究においては、航空機の基礎的な構造設計に基づき、LSA カテゴリーに準じる小型航空機を設計してきたが、経験的部分が多く、設計段階での数値的な強度検討が不十分であった。そこで、主要な構造である主翼についての強度計算に関して、従来の 1 次元的な応力計算と CAE ソフトによる FEM 解析を行い、その結果を比較することで、主翼の設計プロセスを明確にし、最終的には機体の軽量化を図ることを目的とした。

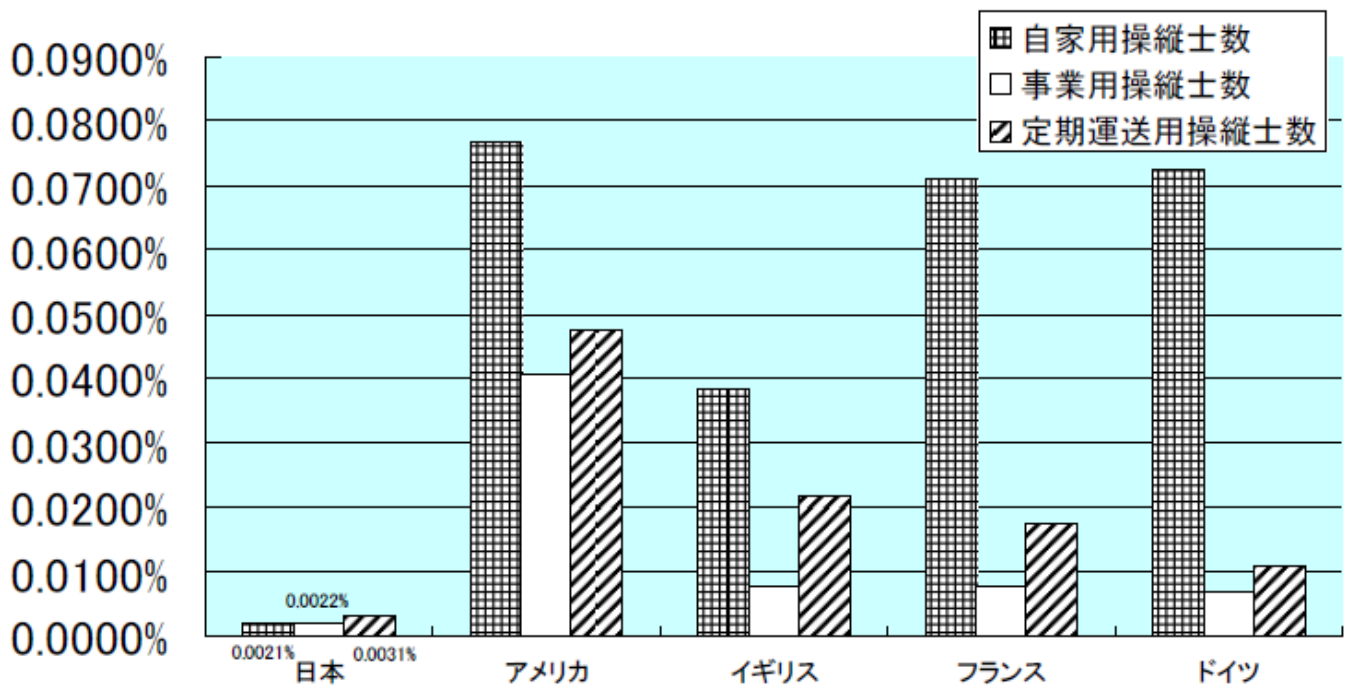


図 1.1.1 主要各国パイロットの対人口比率

1.2LSA の概要

LSA は Light Sport Aircraft の略称であり、2004 年にアメリカの FAA により規定された新しいカテゴリーの機体である。アメリカで航空法に設けられた後、ヨーロッパをはじめとする各国に LSA カテゴリーが設けられた。

LSA は図 1.2.1 に示すように超軽量動力機(ULP)と軽飛行機の間にあたるカテゴリーの機体である。図 1.2.2 に ULP、LSA、軽飛行機の代表的な機体の特徴を示す。

ULP は軽飛行機に比べてライセンスの取得が容易であり運用コストも安いことなどから世界的に普及が進み、米国では FAA により ULP はスポーツまたはレクリエーションの飛行目的に限定し、一人乗り、最大空虚重量 254lbs、最大水平速度 55kt といった規定が設定された。しかし、簡易な構造の機体なため違法改造を容易に行うことができ、自重が最大 225kg という規定により搭載できるエンジンに制約があることなどから、多くの事故が起きている。

一方、軽飛行機は航空機として幅広い運航が可能で安全性が確保されているものの、機体の価格や維持経費が高く、ライセンスの習得に時間や費用がかかるため汎用的とは言い難い。

そこで機体性能や飛行方式を軽飛行機に比べさらに限定し安全性、経済性を確保した入門航空機を楽しめる新たな航空機カテゴリーが求められ、米国では、ULP より大型で安全性が高く、かつ安価な小型航空機を対象とし、パイロットには Sport Pilot という制度を与えて、プライマリ・カテゴリーの基準が設定されることになった。また欧州でも、ULP のカテゴリーを拡張する形で、機体およびパイロットの要件が与えられた。

一方、日本国内において ULP は欧米のように航空法によるカテゴリーは設定されず、飛行許可の形で使用されてきた。その結果、検査制度がないための不法改造や飛行許可を遵守しない不法飛行によって発生する事故が多く発生し、飛行許可制度では安全性が確保できないという問題が生じている。このため、LSA カテゴリーが新設されることで ULP による不法な改造や飛行の抑制に繋がり、空の安全性が高め、航空機のすそ野を広げることが望まれている。

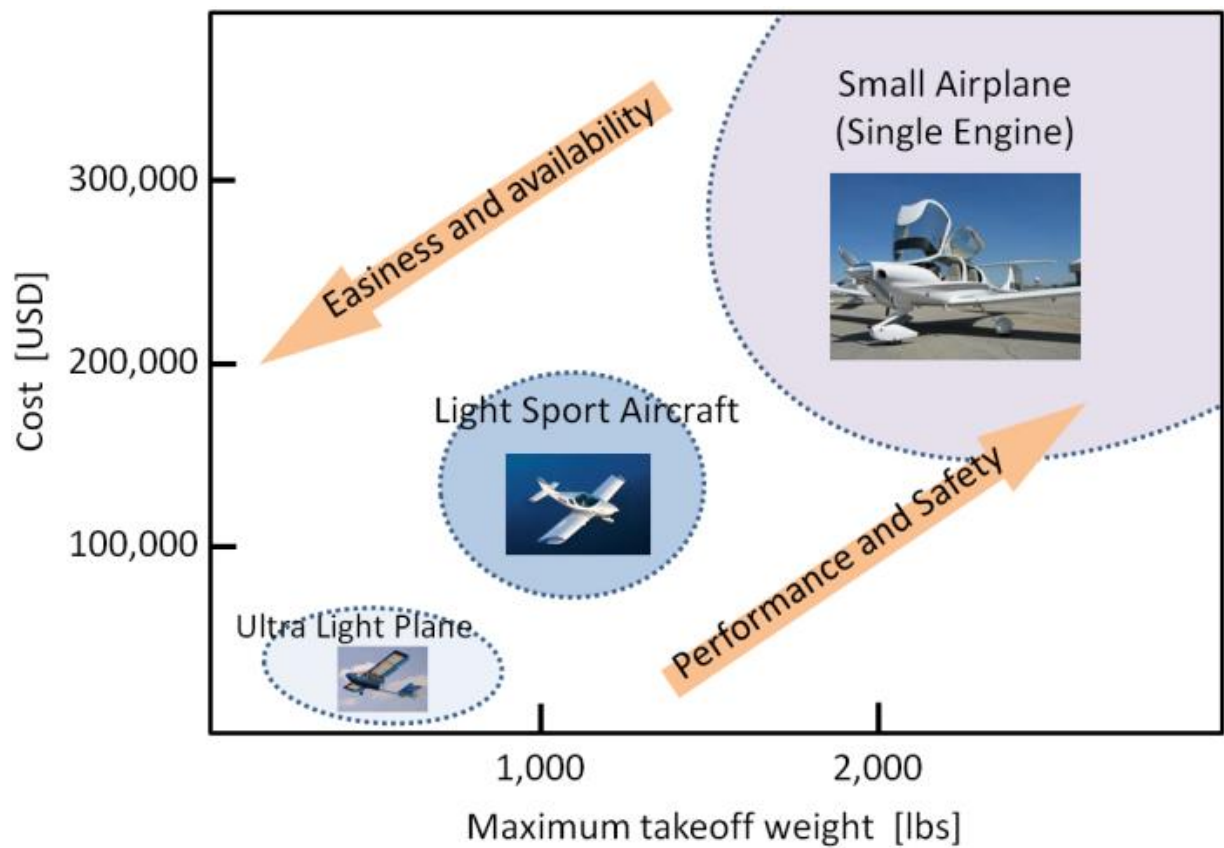


図 1.2.1 LSA に類似するカテゴリーの特徴

	 ULP (RANS S-6ES Cyote II)	 LSA (CSA SportsCruiser)	 Small aircraft (Cessna C172)
重量	422kg	600kg	1150kg
巡航速度	145km/h	200km/h	230km/h
航続距離	354km	1100km	1180km
エンジン馬力	64HP	100HP	180HP
乗員	2	2	4
参考価格	約300万円	約1000万円	約2500万円

図 1.2.2 LSA に類似するカテゴリーの具体的特徴

主な LSA の制限事項³⁾は次のようになっている。

1) 機体の制限

- ・最大重量：1320lbs (600kg)
- ・最大速度：120kt (222km/h)
- ・乗員数：2 人
- ・エンジン：ピストンエンジン 1 基
- ・プロペラ：固定ピッチまたは地上調整ピッチ
- ・操縦席：与圧式でないこと
- ・着陸装置：固定脚
- ・失速速度：45kt (83km/h)以下

2) 運用制限

- ・昼間の有視界飛行のみ
- ・個人のスポーツ，レクリエーション飛行に限る
(但し，練習飛行は可能)
- ・機体のリース，販売が可能
- ・航空保安装備の義務付け
- ・航空保険の義務付け
- ・航空法に従った運航

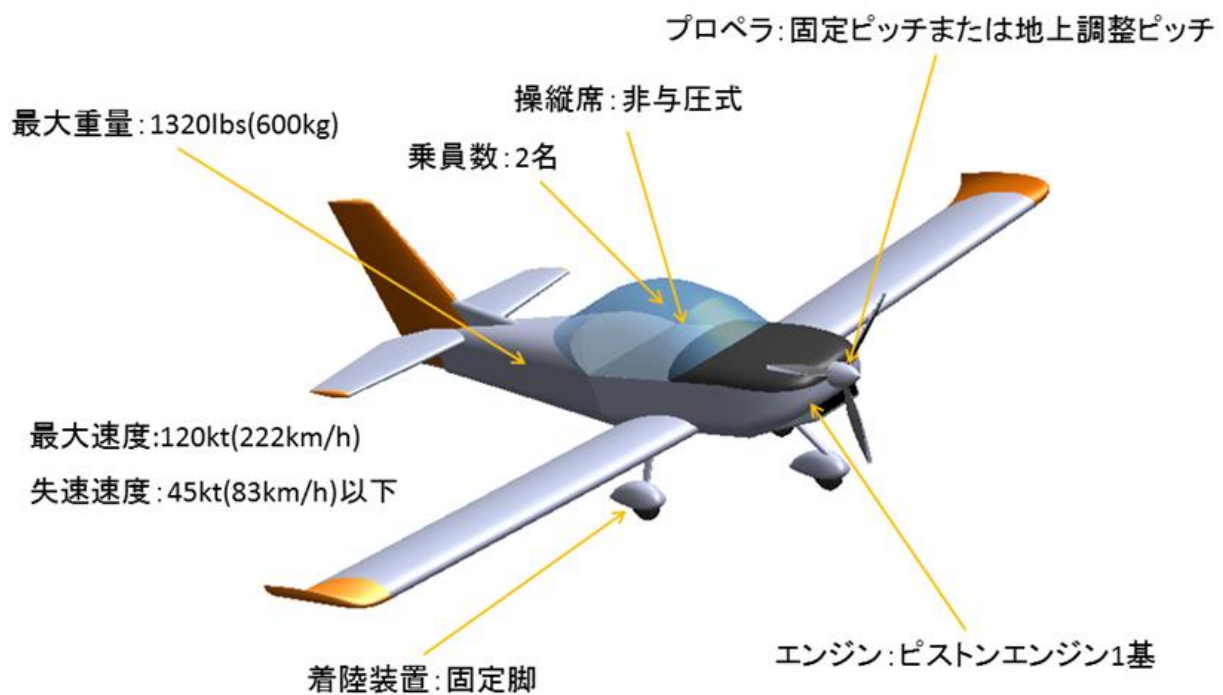


図 1.2.3 LSA の制限事項

米国では 2004 年に LSA カテゴリーが規定されてから、2010 年までに 6528 機の機体が登録された。FAA によるとアメリカでの登録機数が図 1.2.4 のように増加し、2035 年には 10000 機を超えていると予測されている。また、EU 諸国・韓国・インド・オーストラリア・東南アジアの各国においても自国の航空法に LSA の規定を新設し、LSA の普及が進んでいる。経済発展の著しいインドなどでも小型機の巨大マーケットが形成される可能性が大きく、欧米に比べゼネラルアビエーションの分野で大きく後れを取っている我が国における普及も見込まれており、それによって、航空の裾野が広がることも期待されている。当研究室では、近い将来日本でも法整備が行われ、需要拡大が期待される LSA クラスの小型機に関して、研究機の設計試作を通じて日本にほとんど蓄積、継承されていない小型機的设计製造ノウハウを確立することを目指している。

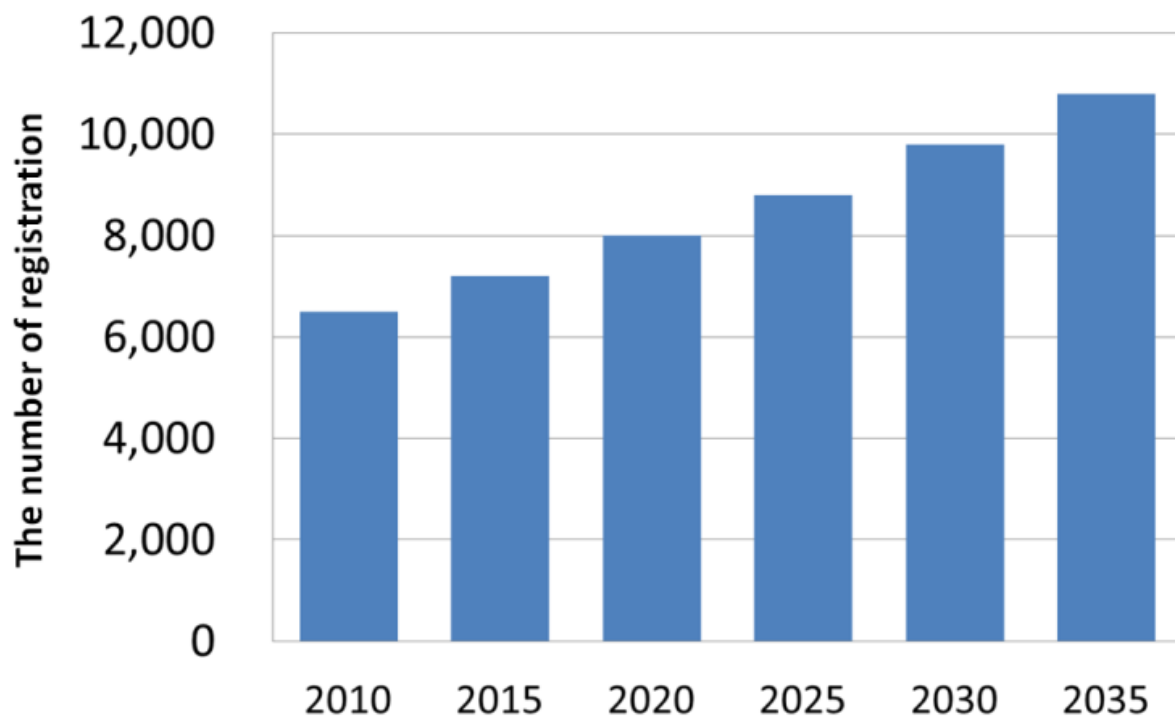


図 1.2.4 アメリカにおける LSA 登録数の増加予測⁽⁴⁾

1.3 研究目的

本プロジェクトは日本において LSA の安全基準を基に小型航空機の設計試作を行い、その機体の機能および飛行性能を確認することによって、LSA の設計製造上の技術的留意点、機能および飛行性能などを把握することにより、今後 LSA が日本国内で生産され、あるいは国内に LSA カテゴリーが作られる場合の一助となることを目的としている。

本研究では設計が完了した ML-11 の主翼について強度計算を再び行い、主翼の最適化を行い、主翼の検討プロセスを明確にし、機体の軽量化を図ることを目的とした。

2.機体設計

2.1 機体仕様

本研究で設計試作を行っている ML-11 の仕様を下記に示す。

この仕様は一般的な LSA の機体を参考にし、ASTM の規定に従い機体の仕様を決定した。

機体概要

分類：	LSA (Light Sports Airplane)	(飛行機 N 類に相当)
形式：	復座低翼単発陸上型	
型式名：	ML-11	
全長：	7,000[mm]	
全幅：	8,300[mm]	
前高：	2,650[mm]	
発動機：	ROTAX 社製 ROTAX 912 UL (連続最大出力 80 馬力) 空冷水平対向 4 気筒レシプロエンジン(一部液冷)	一基
プロペラ：	Woodcomp 社製 SR200 3 ブレード・プロペラピッチ固定型 (地上調整式)	一基
降着装置：	ノーズ式三車輪 リーフスプリング式固定脚	
制動装置：	主輪油圧式ディスクブレーキ	
操縦装置：	操縦桿式並列複式操縦装置	
機体最大重量：	480[kgf] (1,058[lb])	
燃料搭載量：	50[L]	
搭乗者：	最大 2 名 (操縦者 1 名)	

機体基本仕様

全長：	7,000[mm]
全幅：	8,300[mm]
前高：	2,650[mm]
ホイールベース：	1,518[mm]
主車輪間幅：	1,703[mm]
胴体幅：	1,100[mm]
重量；	
機体自重：	288[kgf] (635[lb])
搭載量	192[kgf] (423[lb])
機体最大重量：	480[kgf] (1,058[lb])

(1).エンジン基本仕様

エンジン型式名：	ROTAX 社製 ROTAX 912 UL
エンジン形式：	空冷水平対向四気筒 (一部液冷式)
最大出力：	80[hp] (回転数 5500rpm)
連続最大回転数：	5500[rpm]
エンジンギヤーボックス減速比：	2.27
エンジン装置重量：	128[kgf] (58.3[lb])

(2).プロペラ基本仕様

プロペラ型式名：	Woodcomp 社製 SR200 (Three-blade SWIRL std or Inconel, Right)
プロペラ形式：	3 ブレード・ピッチ固定型 (地上調整式)
プロペラ回転直径：	1660[mm]
エンジン連続最大回転数時の プロペラ回転数：	2423[rpm]
プロペラ重量：	0.87[kgf] (1.92[lb])

(3).降着装置

ステヤリング方式：	前輪フリーキャスター式
主脚衝撃吸収装置：	リーフスプリング式
前輪：	4.00-4"
主輪：	5.00-5"
主輪ブレーキ形式：	油圧ディスク式
ブレーキ型式名：	5 インチホイールディスクブレーキ
前車輪装置重量：	5[kgf] (11[lb])
主車輪装置重量：	18[kgf] (40[lb])

(4).主翼

翼長：	8,300[mm]
翼幅：	1,300[mm] (矩形翼)
翼面積：	10.79[m ²]
エルロン面積：	0.468[m ²]
フラップ面積：	0.936[m ²]
主翼取り付け角：	4°
主翼上反角：	6.5°

(5).水平尾翼

翼長：	3,000[mm]
翼幅：	翼根；1,200[mm] 翼端；700[mm]
翼面積：	2.85[m ²]
水平尾翼取り付け角：	1°

(6).垂直尾翼

翼長：	1,320[mm]
翼幅：	翼根；1,450[mm] 翼端；700[mm]
翼面積：	1.42 [m ²]
垂直安定版面積：	0.78[m ²]
ラダー面積：	0.64[m ²]
ラダー舵角：	右方；30° 左方；30°

速度制限事項

失速速度 VS：	76[km/h] (41[kt])
最大出力時の最大水平速度 VH：	188[km/h] (101.5[kt])
超過禁止速度 VNE：	222 [km/h] (120[kt])

性能

(1).離陸性能；

高度 15m に達するまでの距離：	232m(コンクリート), 253m(固い芝生)
地上滑走距離：	138m(コンクリート), 158m(固い芝生)

(2).着陸性能；

高度 15m から停止するまでの距離：	200m(コンクリート), 168m(固い芝生)
地上滑走距離：	79m(コンクリート), 47m(固い芝生)

2.2 機体設計

機体の設計を図 2.2.1 に示すように細分化しての詳細設計を行った。大まかな強度計算は部分設計の過程で適宜行い、同時に干渉状態の確認や重量の推算を図っている。

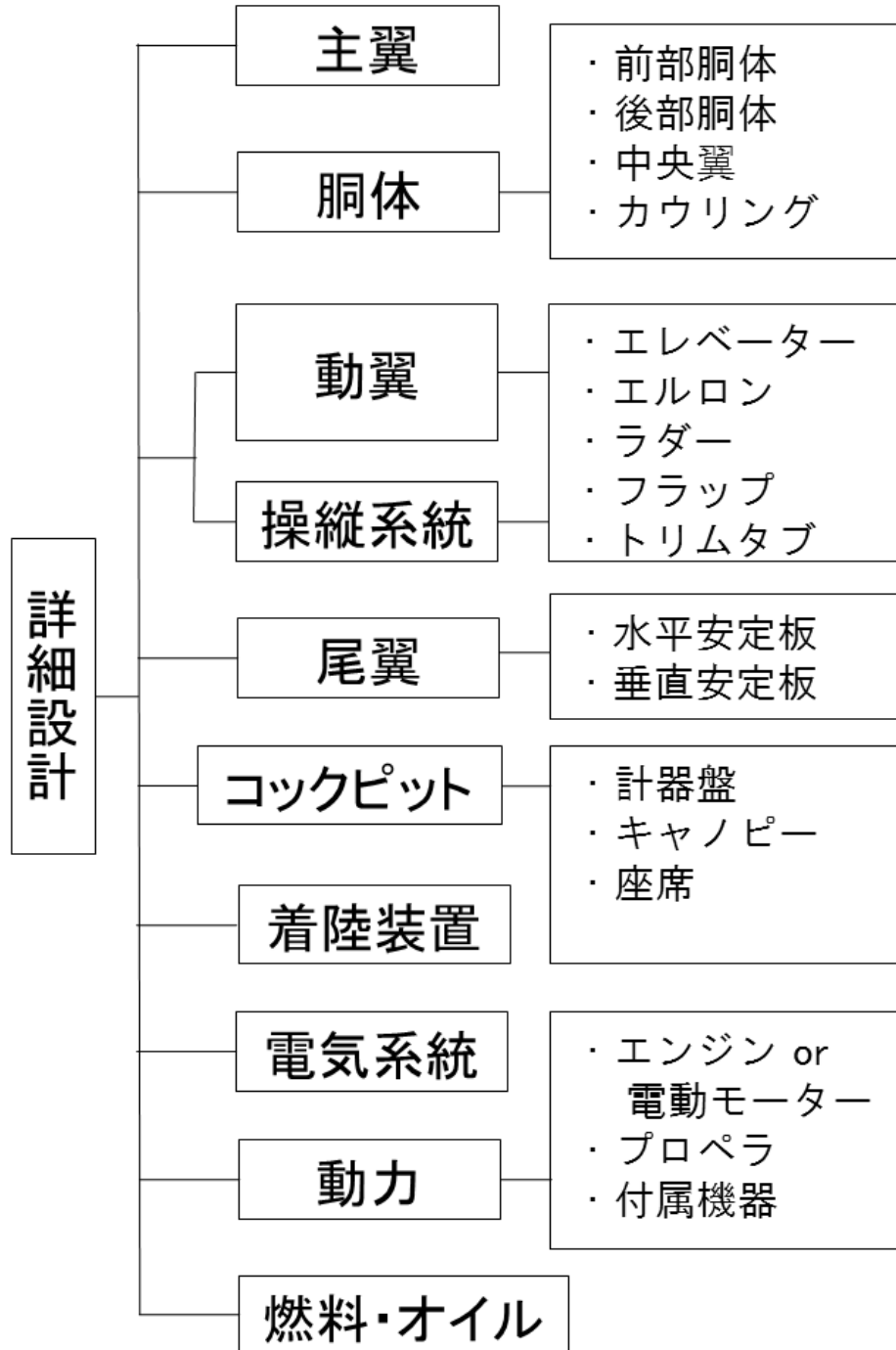


図 2.2.1 部分設計

(1) 主翼



図 2.2.2 右主翼

応力外皮構造をとることで、内部構造の簡略化を図っている。そのため、外板は 1.5mm と他の機体よりかなり厚い板厚を用いた。主桁と副桁も 2mm と厚めにして、高めの強度になるように設計した。リブは加工上の理由により曲げ加工ができない部分は溶接を使用し、中央翼との接続部周りの部品には、A5052 材より強度の高い A2024 材を用いた。

翼根側 2 番目の中央部リブは、ステップ用としての強度を持たせるために取り付けたものである。前縁部リブには軽量化のために、中央部リブにはフラップやエルロンのリンクージ、または翼端灯のケーブルなどを通すために穴をあけた。下面のスキンにはリンクージを整備などをするための点検口を設けた。

(2) 中央翼

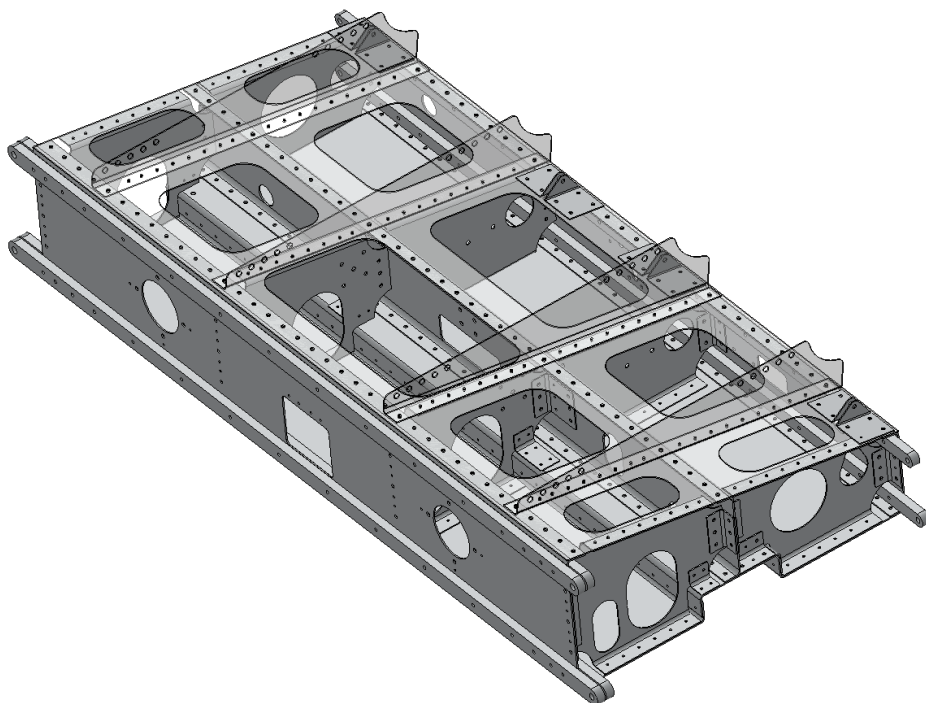


図 2.2.3 中央翼

主翼の中央部と同様の強度になるような板厚を用いて設計した。リブには、操縦系統のリンケージまたは軽量化のための穴をあけ、上面のパネルには、強度が求められないので操縦系統を取り付けるための大きな穴をあけた。また、座席や安全ベルトのための金具を取り付けた。下面にはメインギアが取り付けられるよう設計した。

(3) 前部胴体

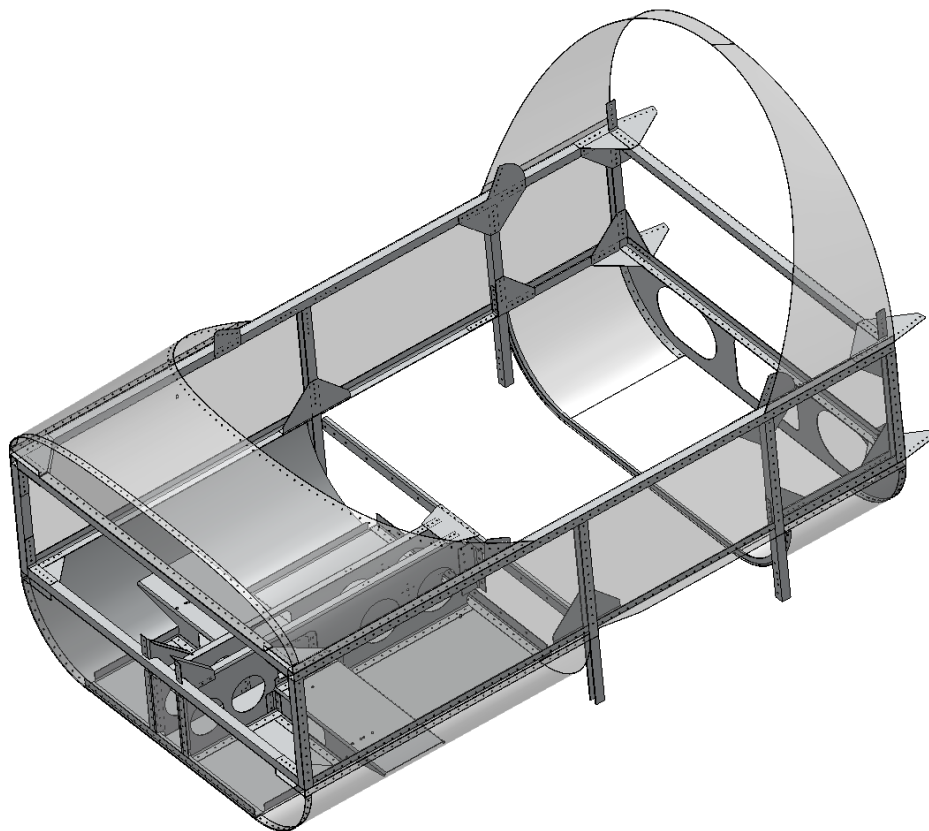


図 2.2.4 前部胴体

1mm 厚のスキンを用いたセミモノコック構造であり、2～3mm 程度の厚さのアンゲル材やチャンネル材を骨組みに用いた。中央翼が取付けられる部分の前部分に、操縦桿やラダーなどの各種操縦系統パーツを取り付けた。

(4) 後部胴体

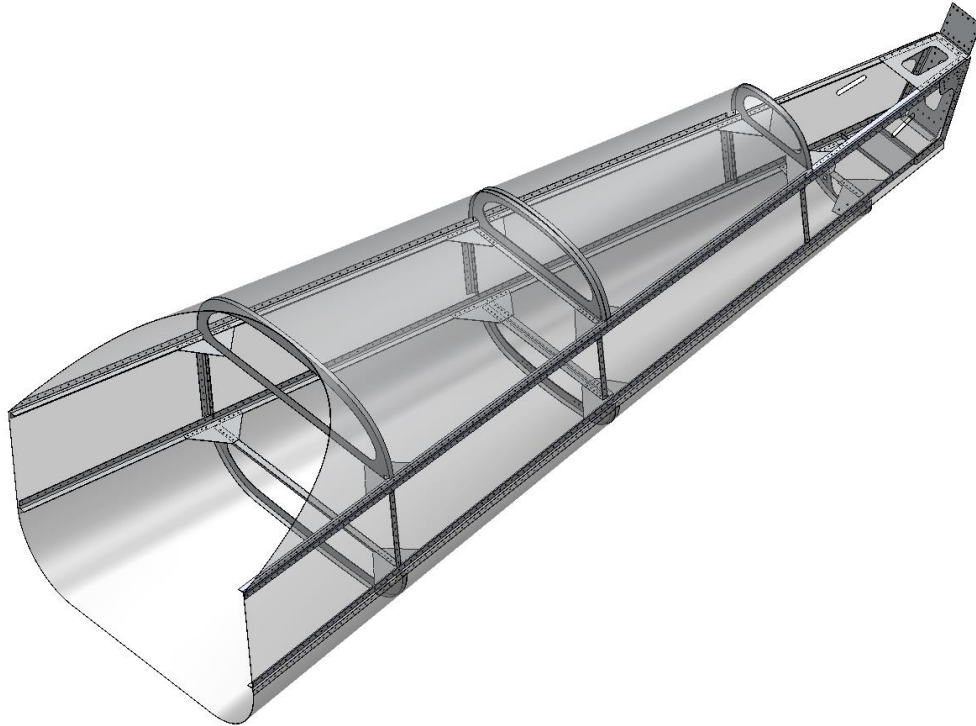


図 2.2.5 後部胴体

前部胴体と同様の強度になるように設計を行った。特に水平尾翼、垂直尾翼が取り付けられる部分は十分な強度を持つようにした。後部にいくにつれて断面積が小さくなるようなテーパがかかっているので、上部および下部のリブの設計には留意した。

(5) 水平尾翼

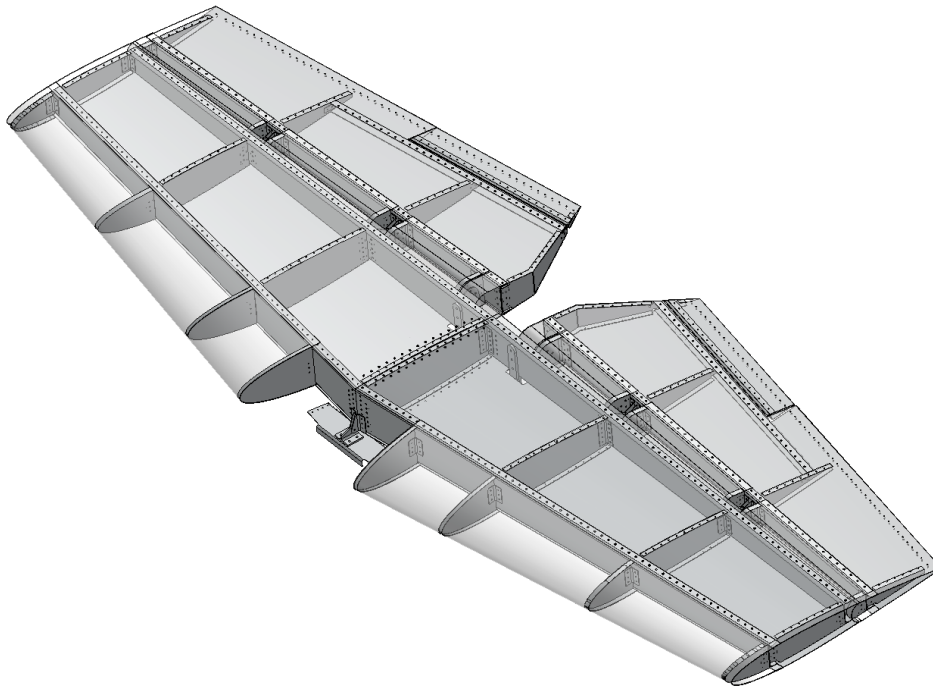


図 2.2.6 水平尾翼

水平安定板とエレベータで構成されており、エレベータにはトリムが取り付けられている。安定板のスキンは 1.5mm、エレベータのスキンは 1mm を用いた。胴体後部との接続部分には十分な強度を持たせた。翼端にいくにつれて翼型が小さくなるようなテーパがかかっているため、リブの設計には留意した。

(6) 垂直尾翼

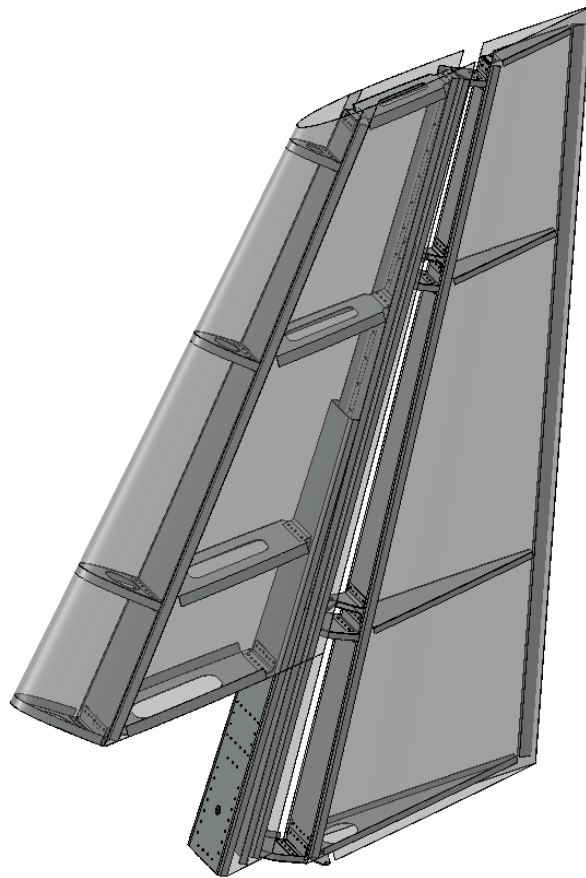


図 2.2.7 垂直尾翼

垂直尾翼は垂直安定板とラダーから構成されており、安定板、ラダーともにスキンは1mmを選定している。主翼と同様、リブに穴をあけて軽量化を図っている。後部胴体との接続部分には十分な強度を持たせている。ラダーワイヤーとの接続部分には3mmの板厚を用いており、翼端にいくにつれて翼型が小さくなるようなテーパがかかっているので、リブの設計には留意した。

最終的に機体全体を 3D CAD の中で組み上げ、各部品の組み付け、干渉などを確認した。全機の詳細設計 3 次元モデルを図 2.2.8 に示す。

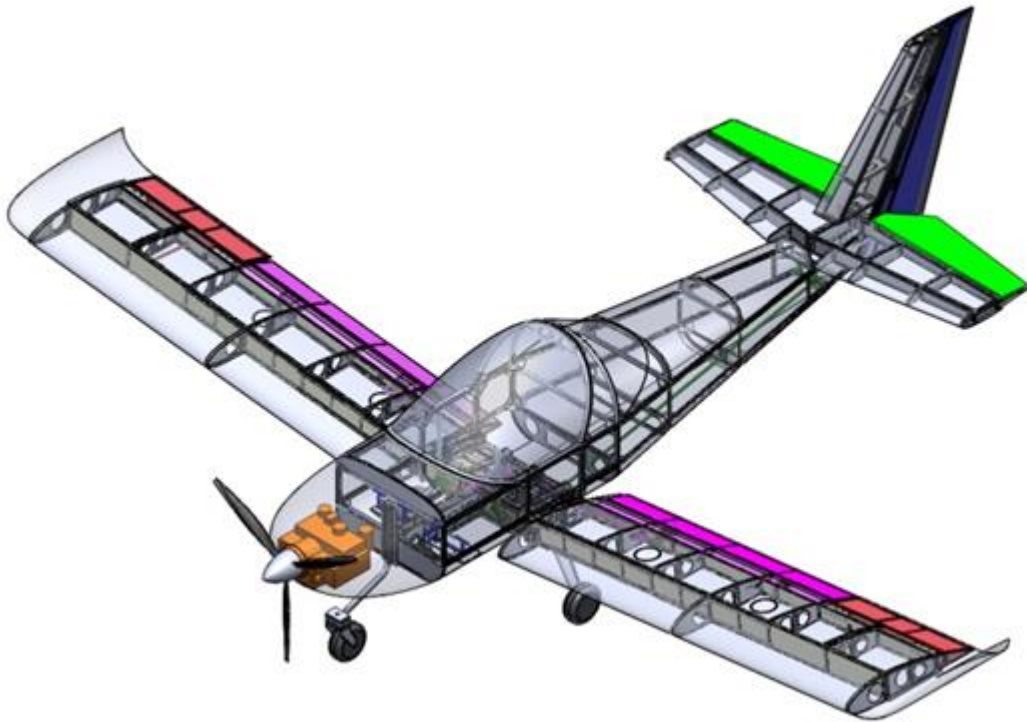


図 2.2.8 詳細設計による ML-11 の 3 次元モデル

2.3 機体試作

部品製作は航空機製造経験のない板金メーカーとのタイアップで行った。試作は主翼骨組み、中央翼、胴体キールを試作が完了しており、組立は大学構内のワークショップで行った。それぞれ図 2.3.1、図 2.3.2、図 2.3.3 に示す。組立時は製作した部材に防錆塗料を塗り、リベット、ボルト、ナットで締結した。現在、組立が完了した部分は組立を行い図 2.3.4 の状態まで完了している。



図 2.3.1 主翼骨組み

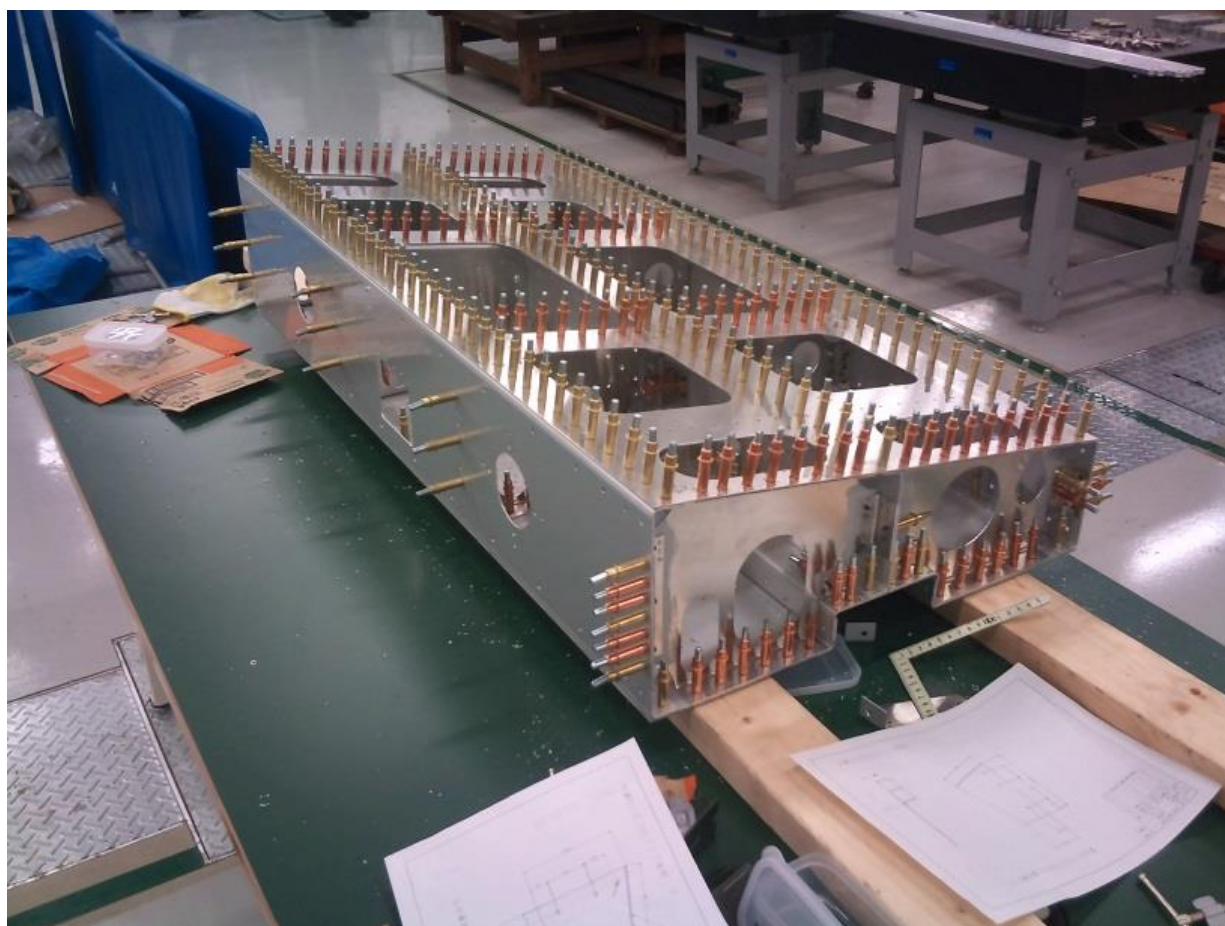


图 2.3.2 中央翼



図 2.3.3 胴体キール



図 2.3.4 主翼部分アセンブリ

3.主翼構造の強度計算と最適化

3.1 概要

ML-11 は設計がほぼ完了し、試作段階に入っている。しかし、ML-11 は詳細な強度計算の資料が存在していないことが問題となっており、機体の設計試作を行う過程で生じた設計、部品変更に伴い仕様書で規定した重量を超過することが想定できる。

ML-11 の強度を一般的な小型航空機の計算式を用いて強度計算を行い、機体の強度を確認し、部品寸法を最適化することで機体を軽量化することが求められている。

本研究では主翼に着目し、主翼の強度計算を行い、主翼部品寸法の最適化を行い、CATIA V5 R19 を用いて静解析を行うことにより強度の確認することで、主翼の寸法を最適化し重量を減らすことを目標とした。

下記に計算で使用したパラメーターを示す。

V_D : 設計最大速度

n_g : 荷重倍数

C_L : 揚力係数

C_D : 抗力係数

C_m : モーメント係数

$C_{m0.25}$: 0.25C 周りのモーメント係数

α : 迎え角

b : 主翼全幅

c : 翼弦長

W : 機体重量

W_w : 主翼重量

W_f : 燃料タンク重量

S : 主翼面積

λ : アスペクト比

A : 中央リブ平均翼厚

r_F : 主桁の高さ

r_R : 副桁の高さ

r_0 : 主桁から副桁までの長さ

l_m : モーメントアーム

l : 片翼の長さ

3.2 理論

3.2.1 運動包囲線図

運動包囲線図とは飛行高度・飛行速度の領域上に、性能、強度、エンジンの使用限度などの面から見て飛行可能な領域を囲んだ線図である。図 3.2.1.1 に ML-11 の運動包囲線図を示す。この運動包囲線図を用いて主翼の強度計算を行った。表 3.2.1.1、表 3.2.1.2、表 3.2.1.3 にそれぞれの点において計算で使用した数値を示す。

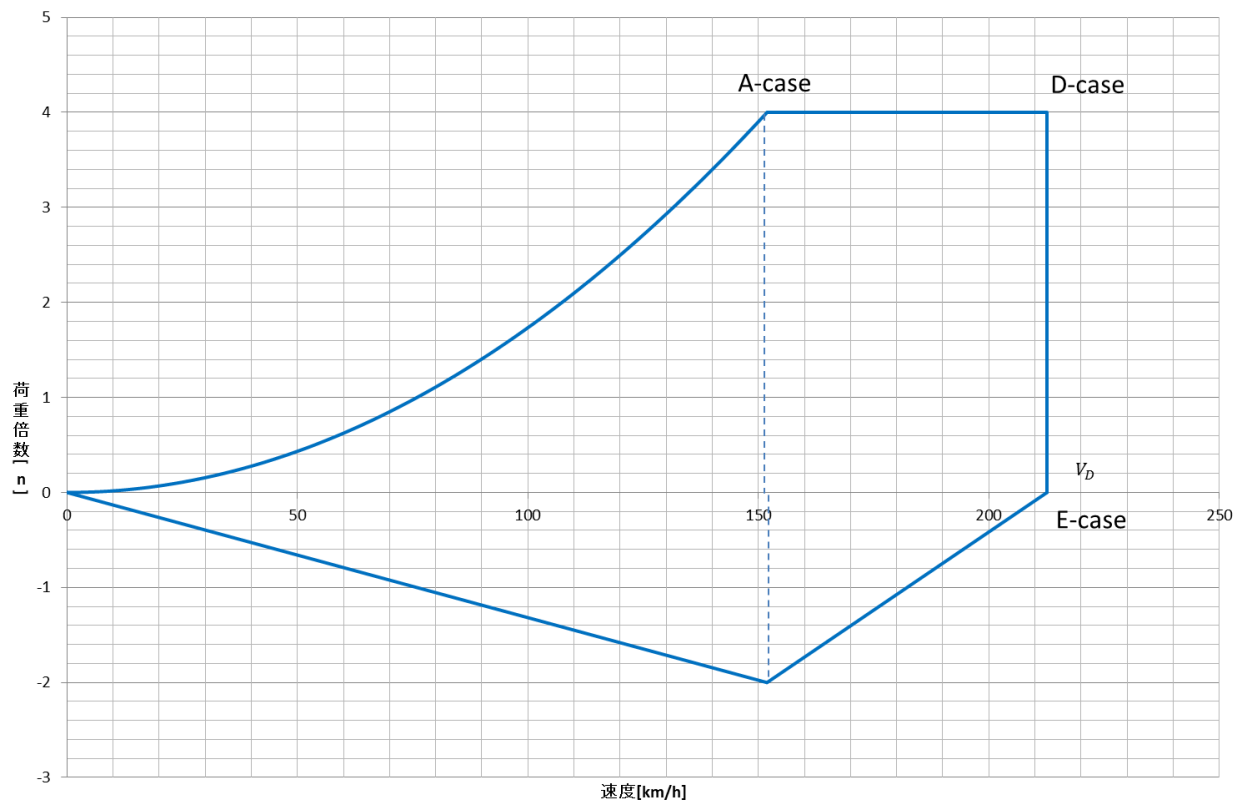


図 3.2.1.1 運動包囲線図

表 3.2.1.1 A-case における数値

A-case			
速度	V	42.18	m/s
揚力係数	C_L	1.6	-
迎え角	$\alpha=\alpha+\alpha_{\max}$	21.64	°
抗力係数	C_{D0}	0.04	-
	C_{Di}	0.13	-
	C_D	0.17	-
分力	C_N	1.55	-
	C_T	-0.43	-
	$C_{ma.c.}=C_m0.25$	-0.04	-
風圧中心	C.P.	0.27	%

表 3.2.1.2 D-case における数値

D-case			
速度	V	61.7	m/s
揚力係数	C_L	0.75	-
迎え角	$\alpha=\alpha+\alpha_{\max}$	2.08	°
抗力係数	C_{D0}	0.01	-
	C_{Di}	0.13	-
	C_D	0.14	-
分力	C_N	0.75	-
	C_T	0.11	-
	$C_{ma.c.}=C_m0.25$	-0.04	-
風圧中心	C.P.	0.30	%

表 3.2.1.3 E-case における数値

E-case			
速度	V	61.7	m/s
揚力係数	C_L	0.00	-
迎え角	$\alpha=\alpha+\alpha_{max}$	-4.00	°
抗力係数	C_{D0}	0.01	-
	C_{Di}	0.00	-
	C_D	0.01	-
分力	C_N	0.00	-
	C_T	0.01	-
	$C_{ma.c.}=C_m0.25$	-0.04	-
風圧中心	C.P.	∞	-

3.2.2 主翼にかかる力

3.2.2.1 計算式

主翼にかかる力は以下の計算式を用いて計算した。

① N 方向の剪断力: Q_N

Q_N は上向きの空気力から翼自重と燃料の重量を引けばよいので

$$Q_N = \frac{1}{2} \rho V^2 C_N - n_g W_w \cos \alpha - n_g W_f \cos \alpha \quad (1)$$

② T 方向のせん断力: Q_T

Q_T は翼弦方向の空気力と翼侍従と燃料重量を足したものである

$$Q_T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_T + n_g W_w \sin \alpha + n_g W_f \sin \alpha \quad (2)$$

③ Q_N による曲げモーメント: M_N

$$M_N = Q_N l_m - 0.4 l n_g W_w \cos \alpha - \frac{l}{8} n_g W_f \cos \alpha \quad (3)$$

④ Q_T による曲げモーメント: M_T

$$M_T = Q_T l_m + 0.4 l n_g W_w \sin \alpha + \frac{l}{8} n_g W_f \sin \alpha \quad (4)$$

⑤ ねじりモーメント: M_M

$$M_M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_{m0.25} + (0.35 - 0.25) l_m n_g W_w \cos \alpha \\ + (0.4 - 0.25) l_m n_g W_f \cos \alpha \quad (5)$$

⑥ E.A.周りのモーメント $M_{E.A.}$

E.A.位置を前縁より 35%位置にあると仮定すると

$$M_{E.A.} = M_M + Q_N(0.35 - 0.25)c \quad (6)$$

⑦ $M_{E.A.}$ におけるせん断流:q

$$q = \frac{M_{E.A.}}{2A} \quad (7)$$

⑧ Q_N による桁ウェブのせん断力

前桁、後桁から E.A.までを図 3.2.2.1.1 のようにすると

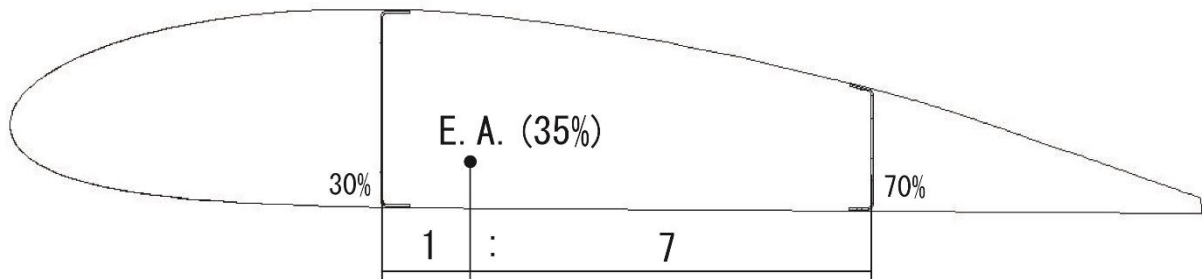


図 3.2.2.1.1 E.A.中心

前桁 q_F

$$q_F = \frac{7}{8} Q_N \quad (8)$$

後桁 q_R

$$q_R = \frac{1}{8} Q_N \quad (9)$$

⑨ Q_T による上下外板のせん断力 q_U 、 q_L

上下外板のせん断力は 1:1 なので

$$q_U = q_L = \frac{1}{2} Q_T \quad (10)$$

⑩ 桁・外板に作用するせん断力

主桁にかかるせん断力 F 、副桁にかかるせん断力 R 、上面にかかるせん断力 U 、下面にかかるせん断力 L とする。これらの力を図 3.2.2.1.2 示す。

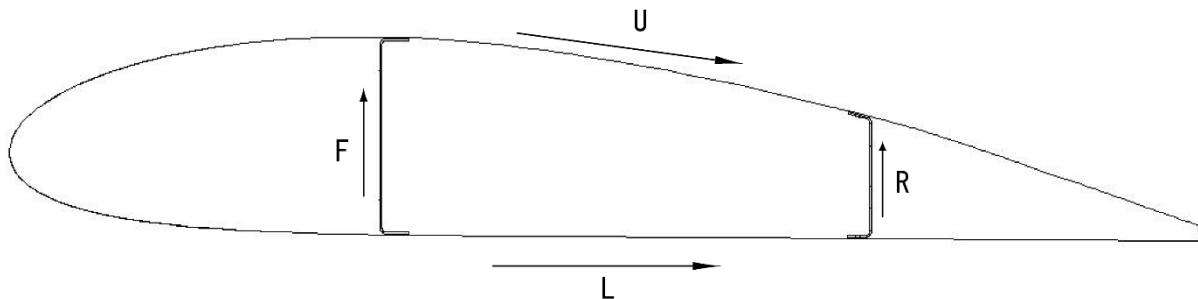


図 3.2.2.1.2 桁、外板に作用するせん断力

主桁にかかるせん断力 F

$$F = \frac{7}{8} Q_N + q r_F \quad (11)$$

副桁にかかるせん断力 R

$$R = \frac{7}{8} Q_N + q r_R \quad (12)$$

上面にかかるせん断力 U

$$U = \frac{1}{8} Q_T + q r_0 \quad (13)$$

下面にかかるせん断力 L

$$L = \frac{1}{8} Q_T + q r_0 \quad (14)$$

⑪ 主桁、副桁の曲げモーメント

主桁 M_F

$$M_F = \frac{7}{8} M_N \quad (15)$$

副桁 M_R

$$M_R = \frac{1}{8} M_N \quad (16)$$

⑫ 桁に作用する M_N による軸力 N

主桁 N_F

$$N_F = \frac{7M_N}{8r_F} \quad (17)$$

副桁 N_R

$$N_R = \frac{1M_N}{8r_R} \quad (18)$$

⑬ M_T による軸力 N_{MT}

$$N_{M_T} = \frac{1}{2r_0} M_T \quad (19)$$

- ⑭ フランジに作用する力 P (図 3.2.2.1.3)
 圧縮荷重を正とする

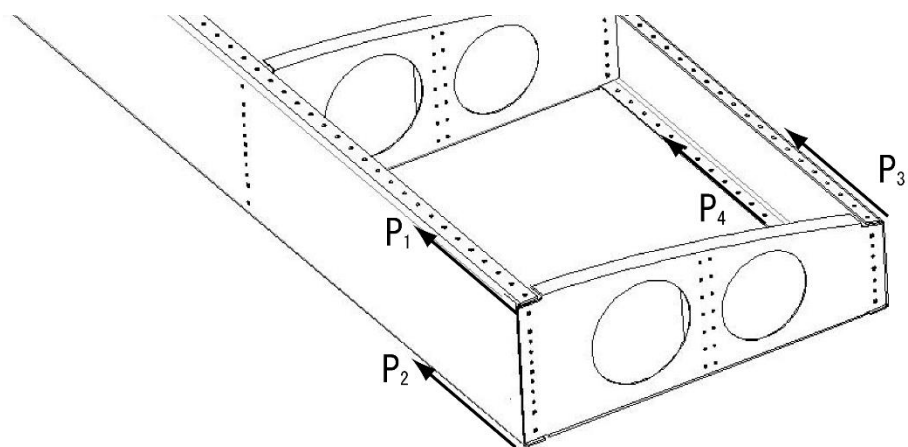


図 3.2.2.1.3 フランジに作用する力

$$P = N + N_{M_T} \quad (20)$$

3.2.2.2 計算結果

表 3.2.2.2.1 の条件を使用して(1)～(20)の計算式を使用して計算した結果を表 3.2.2.2.2 に示す。

表 3.2.2.2.1 計算条件

条件			
最大速度	V_D	120	kt
荷重	n_{gmax}	4	G
揚力係数	C_{Lmax}	1.60	-
最大迎え角	α_{max}	16	°
モーメント	$C_{m0.25}$	-0.035	-
主翼全幅	b	8.3	m
翼弦長	c	1.3	m
機体重量	W	480	kg
主翼面積	S	10.79	m ²
翼面荷重	W/S	44.49	kg/m ²
アスペクト比	λ	6.38	-
主翼重量	W_w	42.16	kg
単位面積当たりの主翼重量	W_w/S	3.91	kg/m ²
タンク 1 つ	W_f	0	kg
モーメントアーム	l_m	1.8	m
片翼の長さ	l	3.6	m
密度	ρ	0.125	kgf・s ² /m ⁴
中央リブ平均翼厚	A	0.092	m ²
主桁の高さ	r_F	0.207	m
副桁の高さ	r_R	0.127	m
主桁から副桁までの長さ	r_0	0.8	m

表 3.2.2.2.2 計算結果

計算結果			
剪断力	F	614.68	kg
	R	45.86	kg
	U	212.44	kg
	L	378.30	kg
剪断力×安全率(1.5)	F	922.01	kg
	R	68.79	kg
	U	318.66	kg
	L	567.45	kg
フランジ荷重	P1	5800.06	kg
	P2	-5874.93	kg
	P3	-1547.49	kg
	P4	1495.99	kg
フランジ荷重×安全率(1.5)	P1	8700.10	kg
	P2	8812.40	kg
	P3	2321.24	kg
	P4	2243.98	kg

3.2.3 主翼寸法

3.2.1 での計算式を使用してフランジに作用する力 P をそれぞれ求め、フランジ荷重と剪断力を元に主翼の寸法を変更した。寸法を変えた機体を **ML-11-2** とする。基本的な構造は **ML-11** と同じであるが、桁、外板、桁補強材の寸法を表 3.2.3.1 のように変更した。変更した部分を図 3.2.3.1 に示す。

表 3.2.3.1 ML-11、ML-11-2 比較

	ML-11	ML-11-2
主桁厚み	2[mm]	1.5[mm]
副桁厚み	2[mm]	1.5[mm]
外板厚み	1.5[mm]	0.5[mm]
主桁補強材(上部)	12×25[mm]	15.5×15.5[mm]
主桁補強材(下部)	12×25[mm]	16×16[mm]
副桁補強材	12×20	使用せず

変更点

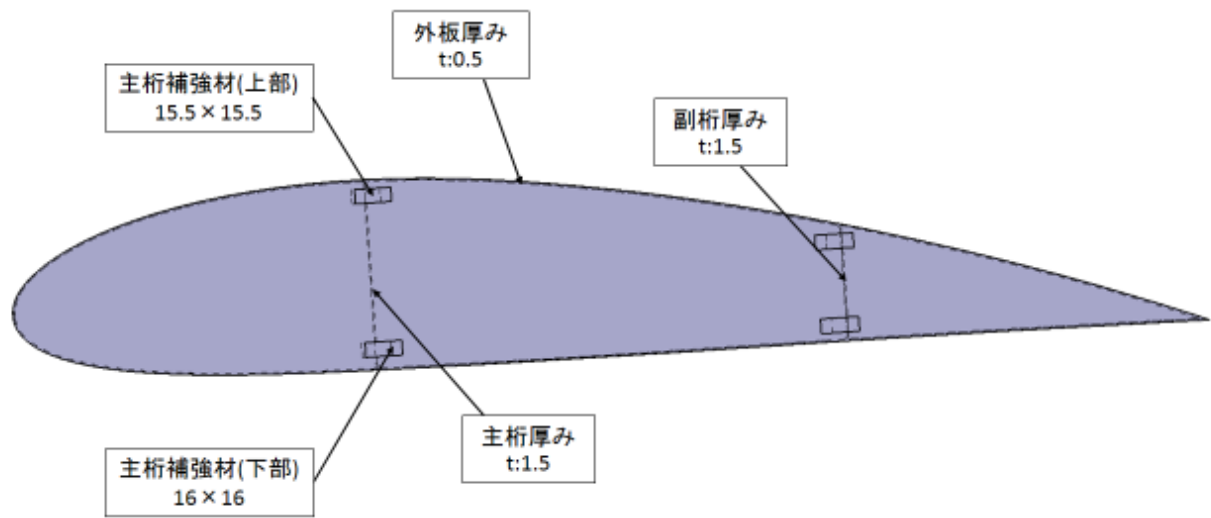


図 3.2.3.1 ML-11-2 主翼変更点

4.静的強度解析

4.1 概要

3.主翼構造の強度計算と最適化で示した計算式を用いて主翼寸法の見直しを行った。寸法を変更した主翼を静解析にかけることで計算結果の確認と、計算では検討できなかった部分の軽量化の指針を探ることを目的とする。

本研究では有限要素法を用いて数値解析を行ったが、数値解析法はモデル式を厳密に満たす解を出すものではなく、誤差を含む近似解を求めるものである。本来であれば厳密な解が求められるが、一般的な物理現象をモデル化した方程式は計算対象の形状と境界条件が極めて簡単なケースを除いて厳密な解を求めることができない。数値解析は図 4.1.1 のように進められる。

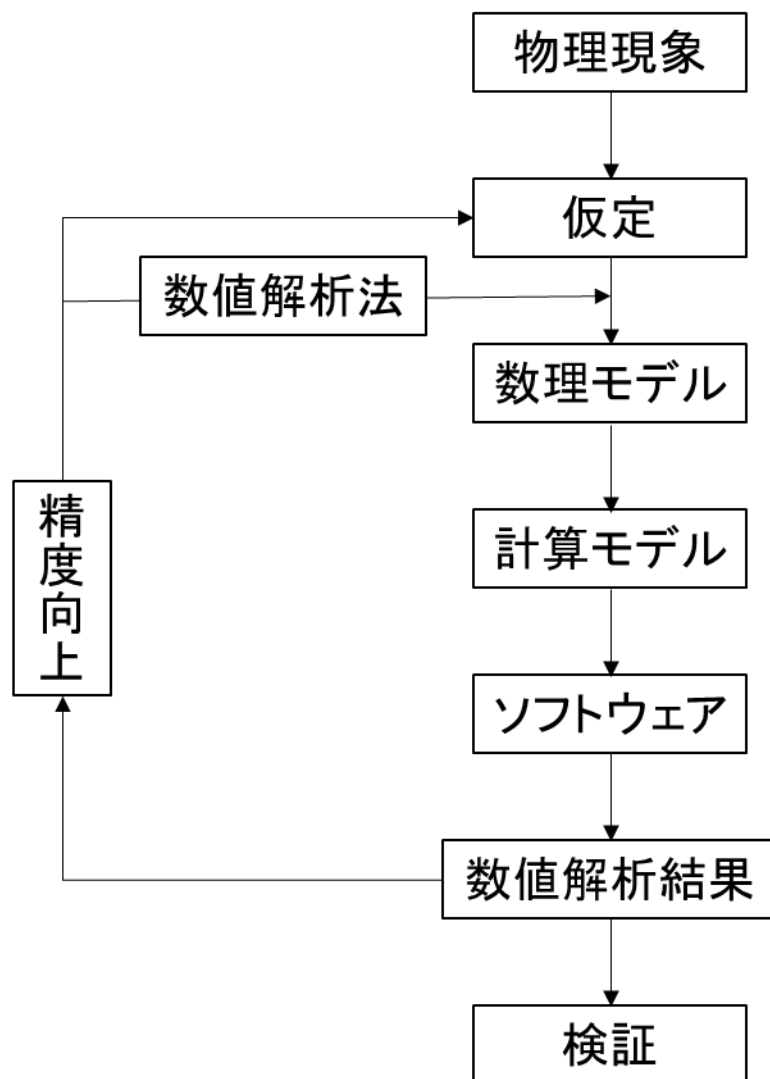


図 4.1.1 数値解析のプロセス

静解析は CATIA V5R19(Dassault systems 社製)を用いた有限要素法による解析によって主翼にかかる応力を求めた。詳細設計により完成した 3 次元モデルでは部品点数が多く構造も複雑になってしまう。その影響で解析エラーが発生し、CPU の演算能力を超えてしまうので簡略化したモデルを CATIA で作成した。作成したモデルを図 4.1.2 に示す。

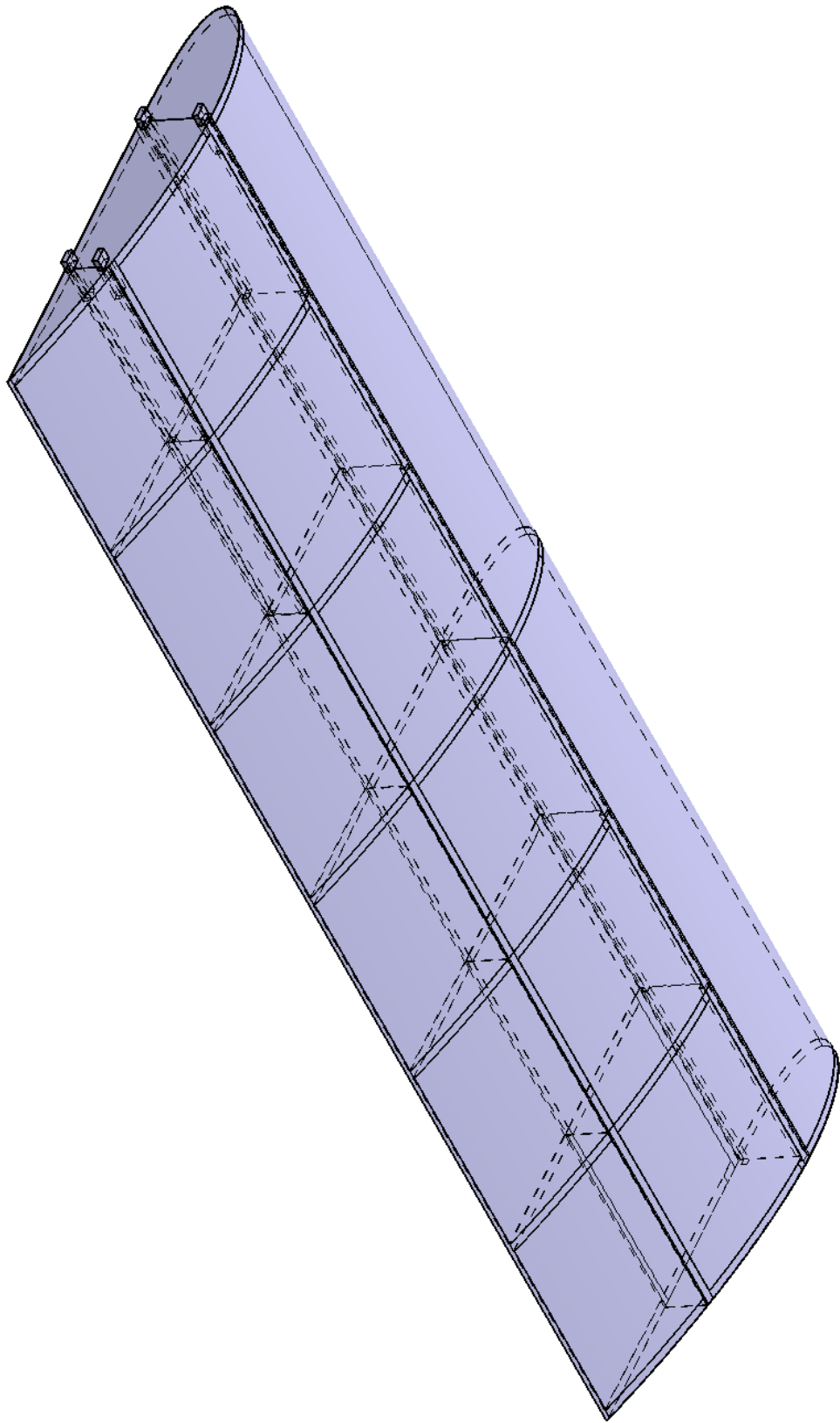


図 4.1.2 解析モデル

有限要素法では2次元計算領域を四辺形や三角形の集まりにより表す。個々の四辺形、三角形は有限の大きさを持つものであり、要素と呼ばれる。また、要素の頂点は接点と呼ばれ、要素の辺からなる網状のものがメッシュと呼ばれる。四面体メッシュを使用してモデルを分割したものを図4.1.3に示す。

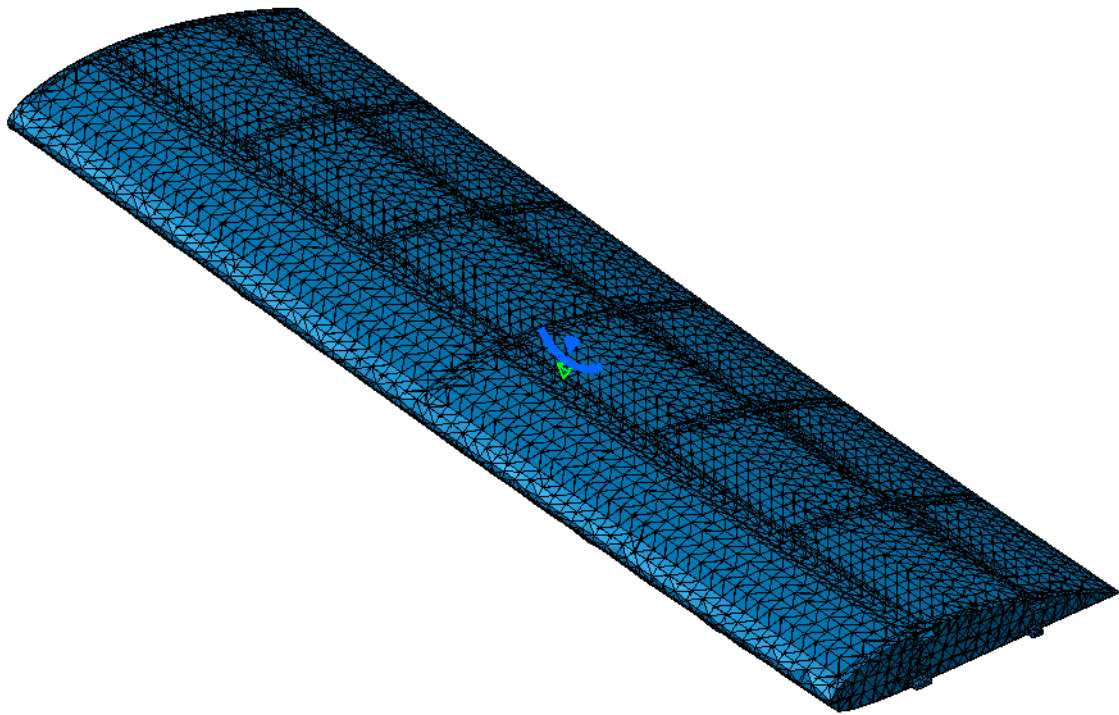


図 4.1.3 メッシュ分割されたモデル

4.2 解析条件

解析条件は材料をアルミニウムとし、要素タイプ 2 次、ガウス r6、メッシュタイプ 10mm で 1308N/m² の力を主翼上面全体に等分布でかけて静解析を行った。材料の性質は表 4.2.1 に示す数値で解析を実施した。

表 4.2.1 材料の力学的特性

力学的特性		
ヤング率	70	GPa
ポアソン比	0.346	-
密度	2710	kg/m ³
熱膨張	2.36×10^{-5}	1/K
降伏強度	95	MPa

4.3 解析結果

解析結果は図 4.3.1～図 4.3.4 のようになった。結果を見ると胴体との接合部に応力が集中しており、主翼の構造は翼端に進むにつれ応力が小さくなっていることがわかった。最大応力は胴体との接合部に 206MPa かかっており、A2024(T3)の 0.2%耐力が 345MPa であり、安全率 1.5 をとった値より解析結果の最大値が小さいため、この部材を使用すれば強度的に問題ないと考えられる。

変位においても結果を見るとあまり変形しておらず、構造上の問題はないと考えることができる。

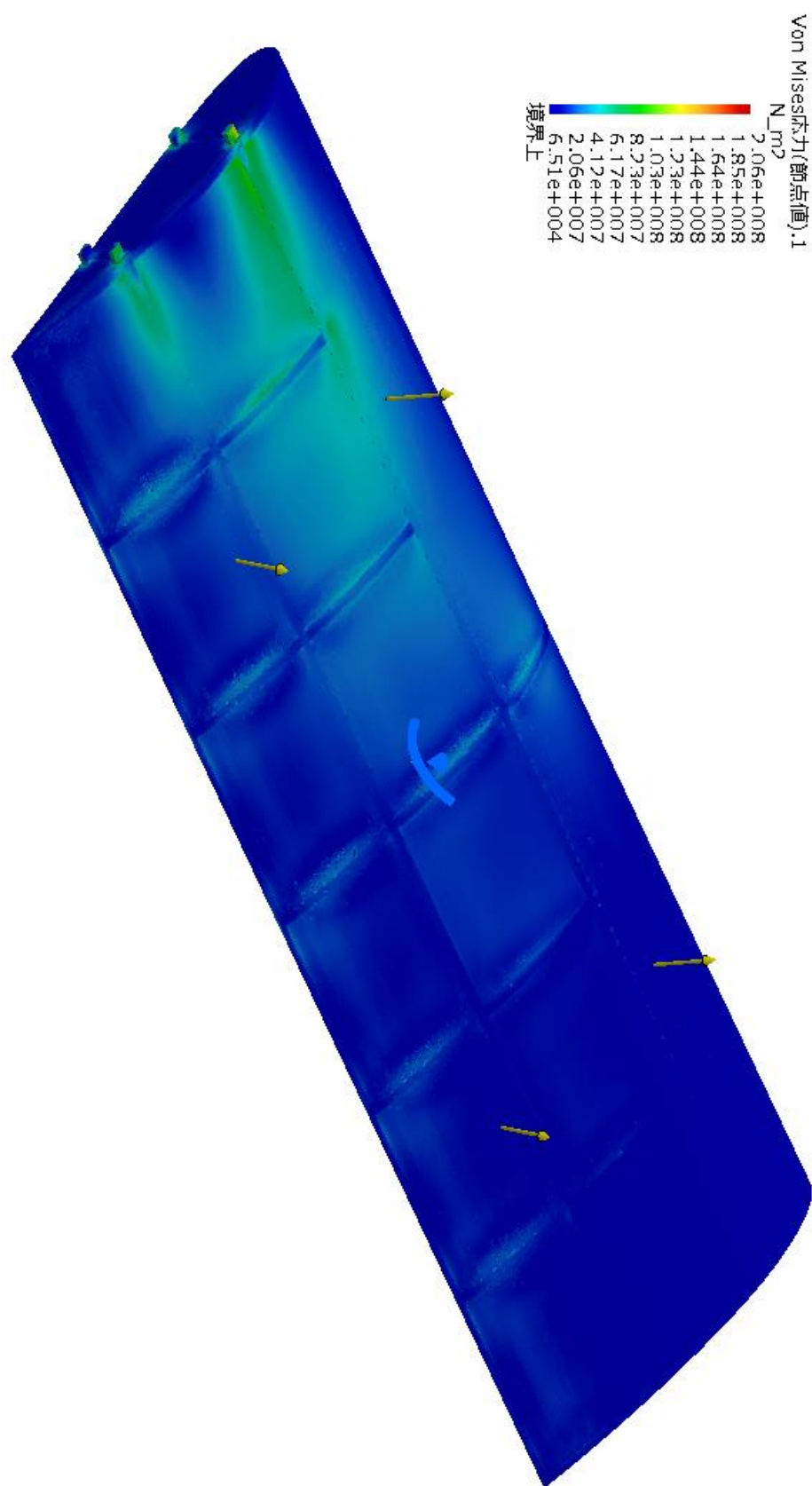


図 4.3.1 解析結果(ミーゼス応力) 投影図

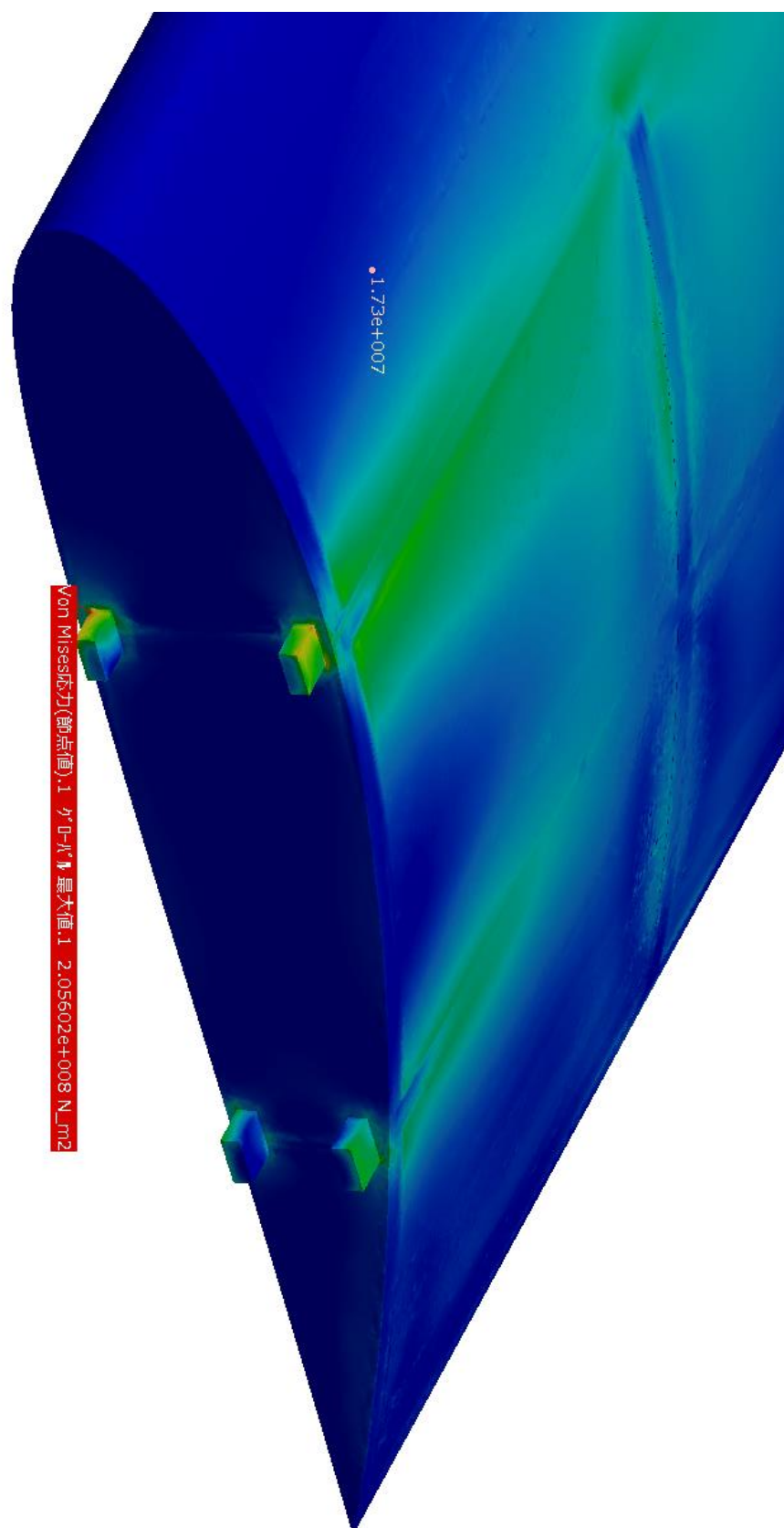


図 4.3.2 解析結果(ミーゼス応力)拡大図

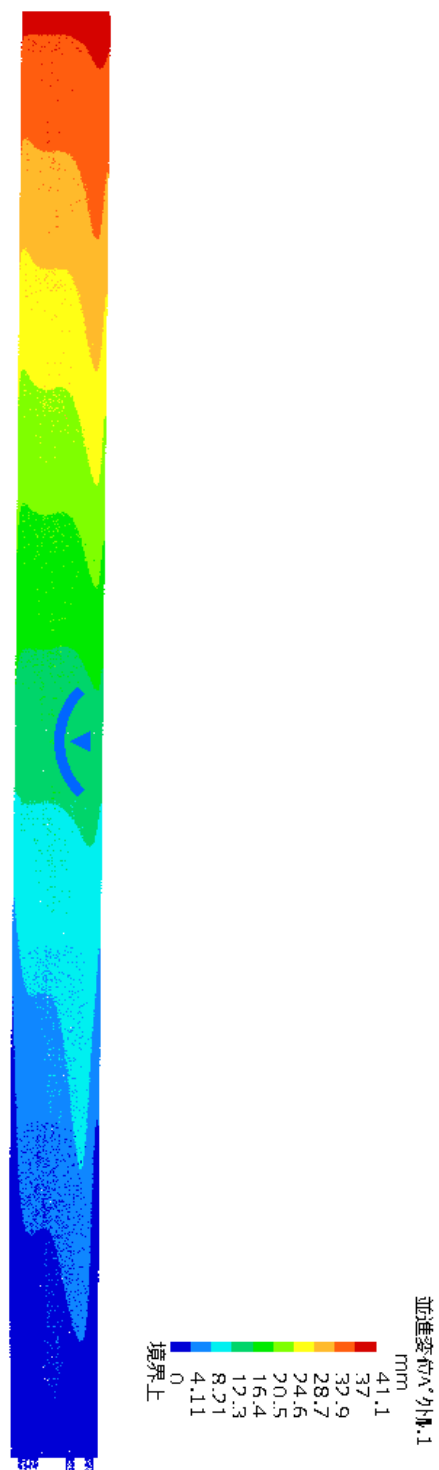


図 4.3.3 解析結果(変位)正面図

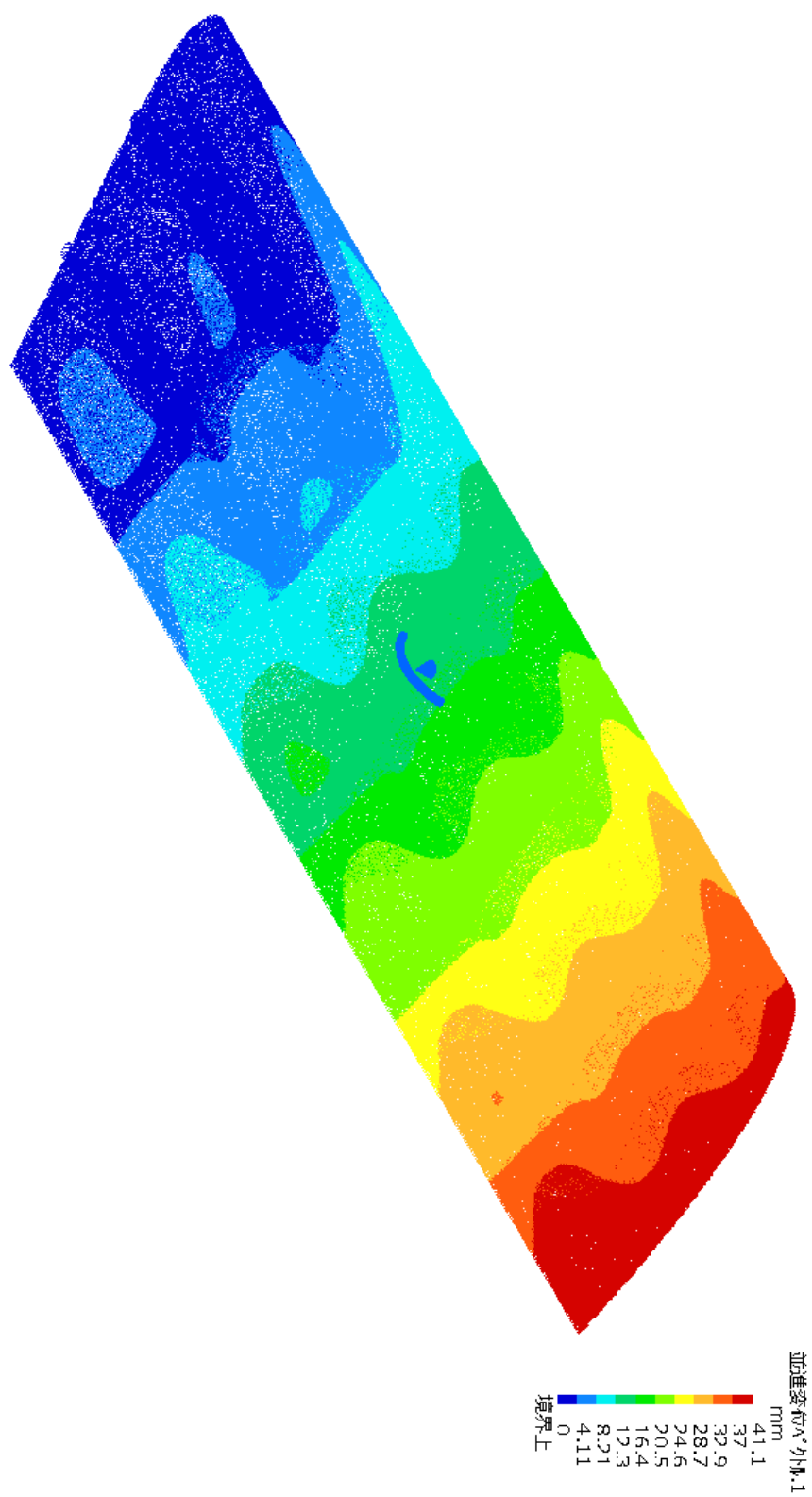


図 4.3.4 解析結果(変位) 投影図

5.実験モード試験

5.1 概要

航空機では機体の各部がそれぞれ固有の振動特性を持っており、構造振動などに基づく加振力により振動を発生して構造の疲労破壊やフラッターの原因となる。実験モード試験を行うことで固有振動数、固有モードを明らかにする。本実験においては現在試作中である主翼骨組みを使用し、現状での固有振動数と固有モードを把握することを目的とした。

5.2 理論

実験モード試験は図 5.2.1 のような構成で行われる。加振部は打撃ハンマー(Impulse hammer)を用いて対象に振動を与えて試験を行う。信号検出部は加速度計(Acceleration Pick-up)を使用した。信号処理部は高速フーリエ変換 (FFT) を主体とした種々の信号処理を行って周波数応答関数あるいは単位衝撃応答を出力する FFT 装置である SA-01 とモード解析用ソフトを使用した。

実験では図 5.2.6 のような状態で主翼を空中からぶら下げた状態で翼端に加速度計を取り付けて実験を行った。

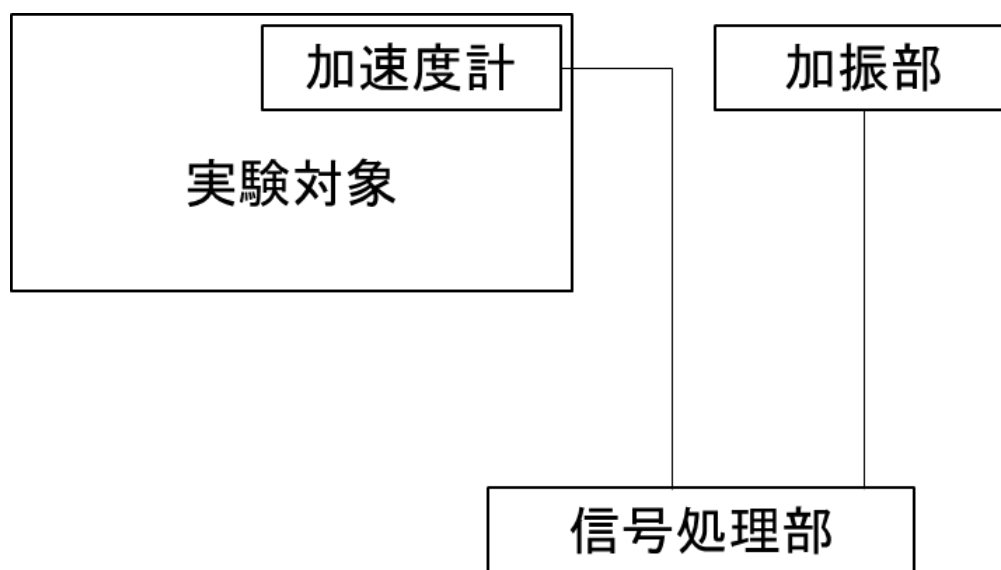


図 5.2.1 実験構成



図 5.2.2 FFT 分析器(SA-01)

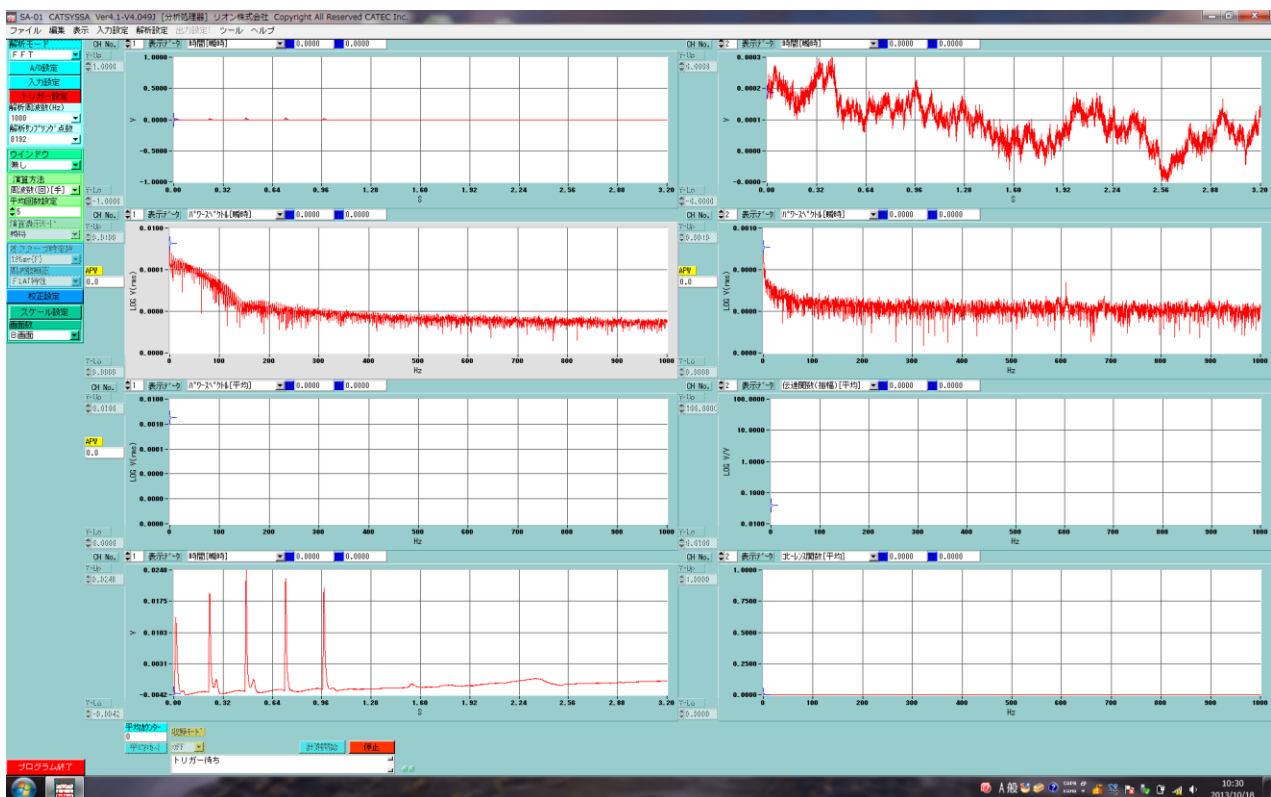


図 5.2.3 解析用ソフト



図 5.2.4 打撃ハンマー



図 5.2.5 加速度計

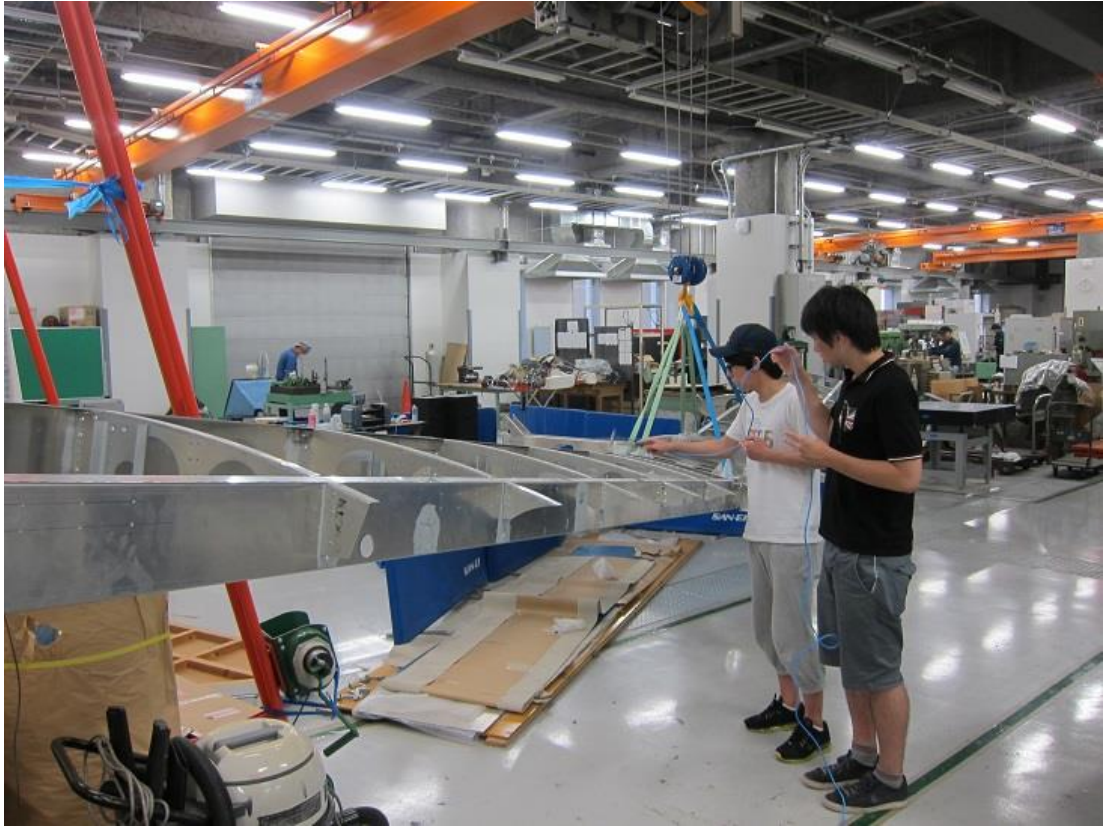


図 5.2.6 実験の様子

実験は加振点移動法を用いて行った。応答点の場所を決め、主翼のリブを基点として加振点を設定し、加振点と応答点の間の周波数応答関数を、SA-01 を使用してデータをとった。実験データは MATRAB で組まれたプログラムで実験データをまとめ、モード特性を同定するプログラムを利用して MATRAB 上で結果を表示した。加振点と応答点の配置例を図 5.2.7 に示す。

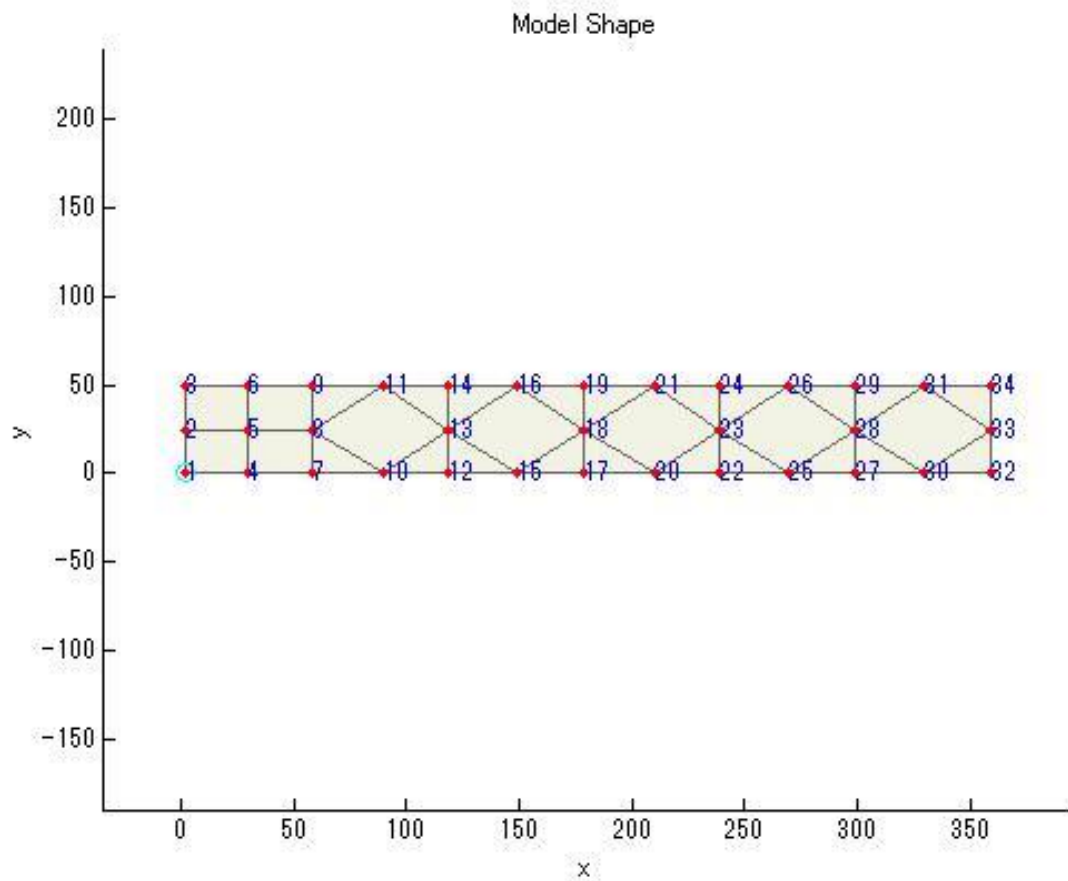


図 5.2.7 加振点と応答点

5.3 結果

実験を行い、MATLAB を用いて結果を整理すると図 5.3.1 のような結果が得られた。しかし、コヒーレンス関数が非常に悪く、実験方法を見直す必要がある。また、実験に使用した主翼は骨組みだけの状態であり、外板を張った状態では固有振動数が変化するものと考えられる。

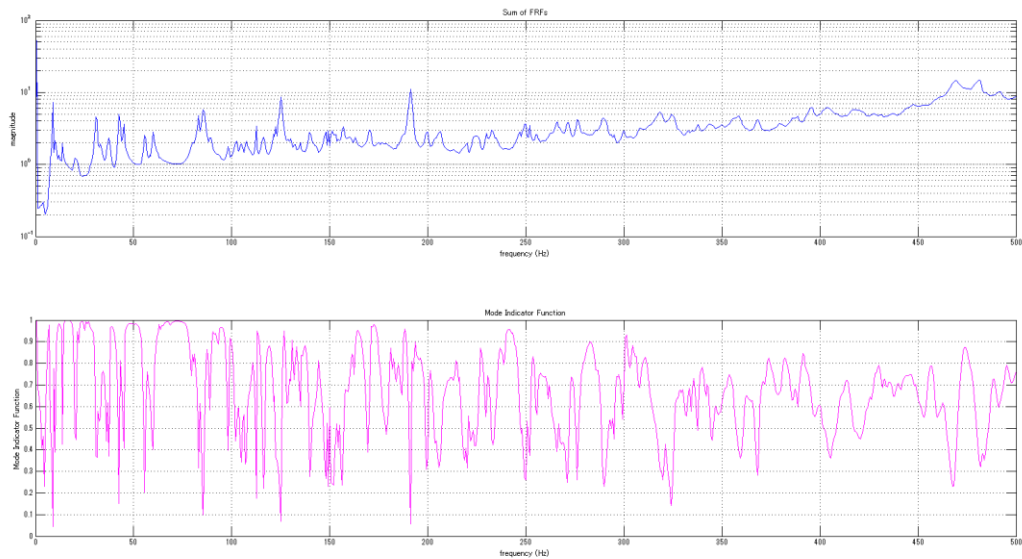


図 5.3.1 結果

6.まとめ

本研究では米国 ASTM に基づく LSA 制限事項をベースに、全金属製、低翼複座型の機体の設計を行い、主翼、中央翼、一部胴体の試作を行った。また、手計算と FEM 解析を用いて主翼構造の検討と評価を行い、主翼構造の見直しと軽量化について考察した。その結果以下の知見を得ることができた。

1)LSA の設計、製造を通して技術的留意点を確認し、一連のプロセスやシステムを効率的に管理、共有することが必須であることが分かった。

2)3D CAD の積極的な利用により、図面上での効率的な検討ができた。一方で、製造上の工具干渉など、検討が困難な部分も見つかった。

3)主翼構造の強度計算を手計算により検討を行い、主翼の寸法を決定することができた。しかし、手計算のみでは寸法を決定できない部分もいくつかあることが分かった。

4)FEM を用いた構造解析により、主翼と胴体を接合する部分に最も応力が集中している事が証明できた。また、解析の結果から翼端の部分と後部リブにはあまり応力がかかっていないため、構造を簡略化することが可能であると考えられる。

今後は主翼の強度試験を行い、計算、解析結果との比較を行う事を目指す。比較を行うことで小型航空機の設計を行う際に必要な経験、ノウハウを得ることが望まれる。また、機体の試作を行い、飛行試験においてもこれらの計算、解析結果との比較を行う必要がある。

7.謝辞

本研究を進行するにあたり、御指導および御助言をして頂いた指導教員であります御法川学教授に対し深い感謝の意を表します。

そして機体の設計試作および、私たちへの指導に尽力を尽くして下さった故野口常夫先生へのご冥福をお祈りするとともに、厚く御礼申し上げます。

また本プロジェクトに参加し研究を手伝ってくれた猪鹿倉篤史君、遠藤聡志君、Kim Youngrock 君、及び実験の手伝いをしてくれた海野真数君、特に本プロジェクト始動時から共同研究を行い、指導して下さった折原義和先輩、船越健介先輩に深く感謝致します。

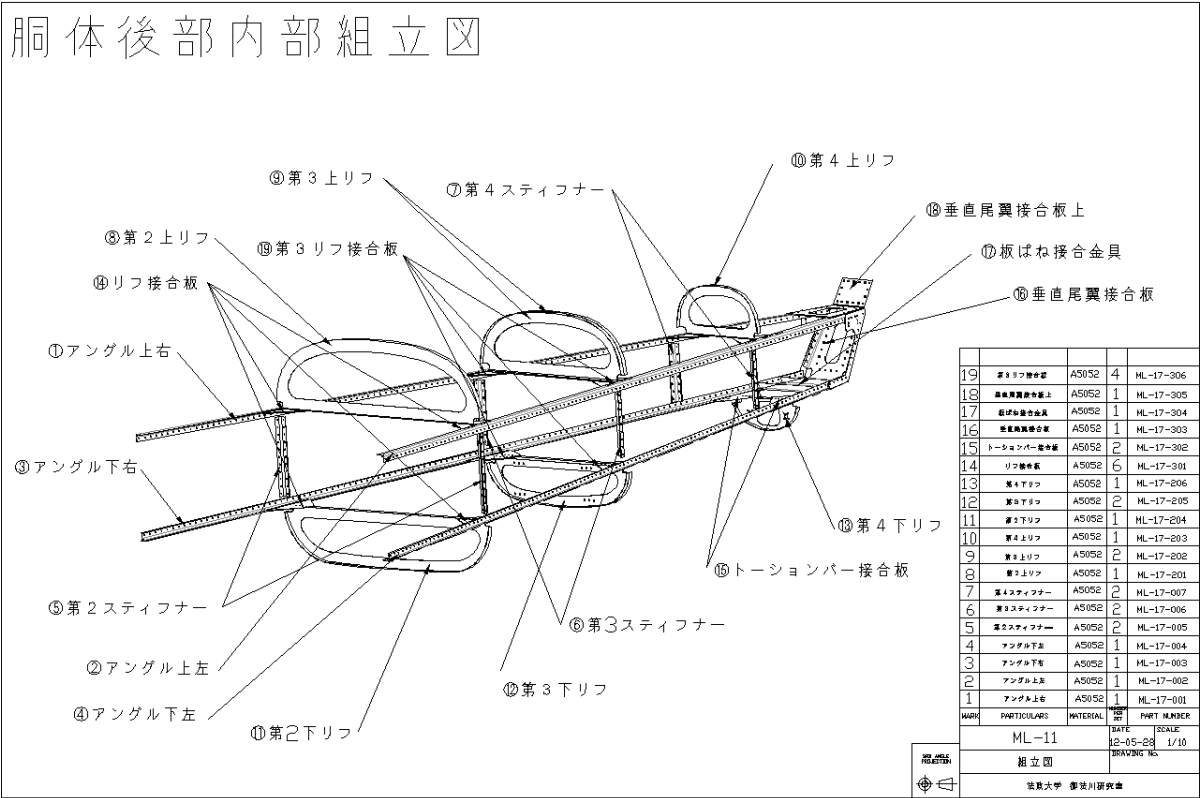
参考文献)

- 1) 御法川学, 野口常夫, 折原義和, 船越健介, 安田怜：新しいカテゴリーの小型航空機的设计試作, 第 50 回飛行機シンポジウム講演集原稿, 3B03, 2011
- 2) 李家賢一：航空機設計法, コロナ社, 2011
- 3) 翼構造計画総合表：野口常夫, 1980
- 4) 鳥養鶴雄, 久世紳二：飛行機の構造設計, 日本航空技術協会, 1992
- 5) 内藤子生：飛行力学の実際 再増補版 日本航空技術協会, 1994
- 6) ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS, SECTION FIFTEEN, Designation, F2245-10, 2010
- 7) 邵 長城：基本からわかる有限要素法, 森北出版, 2008

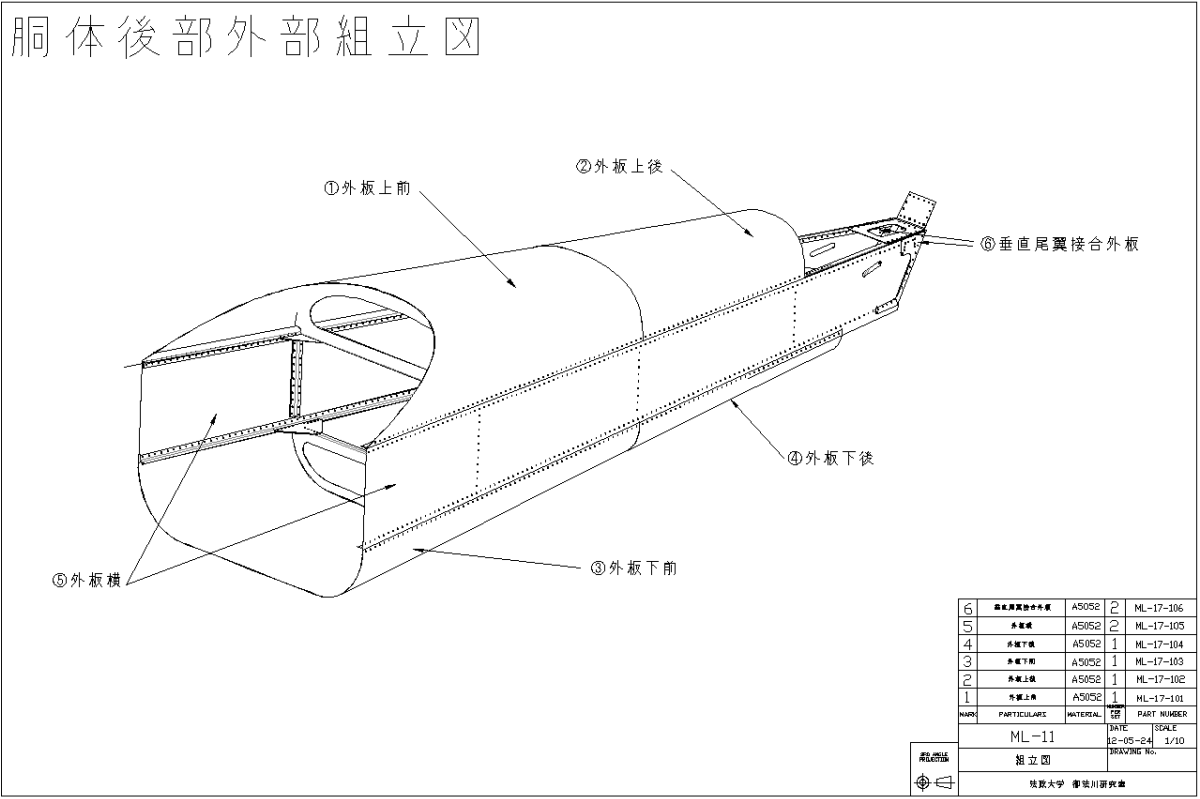
付録

本研究において作成した図面、3D 図の一部を一例として示す。

胴体後部内部組立図



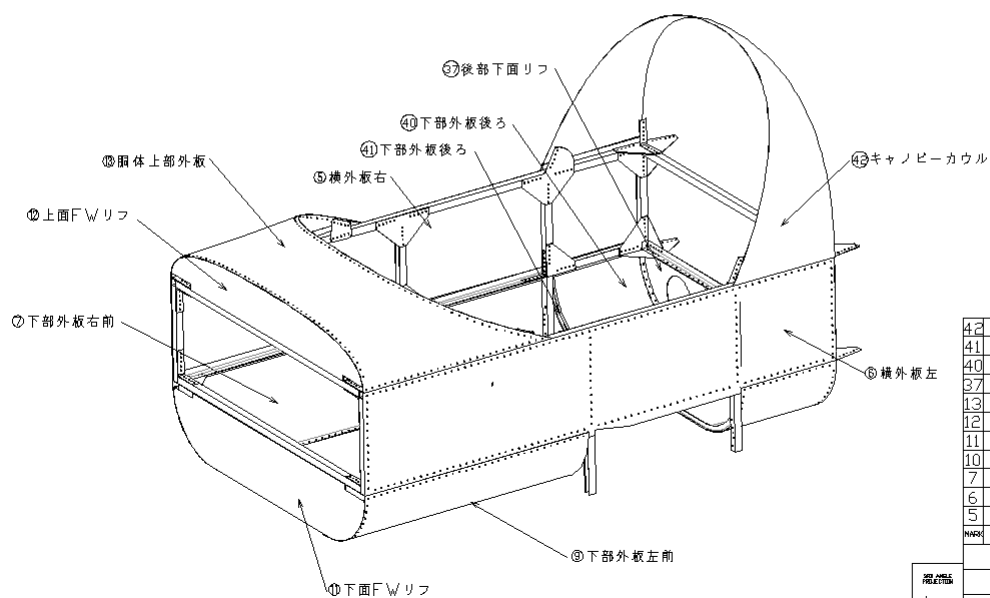
胴体後部外部組立図



胴体前部外側組立図

注：内側の接合部は胴体前部内側接合部組立図参照

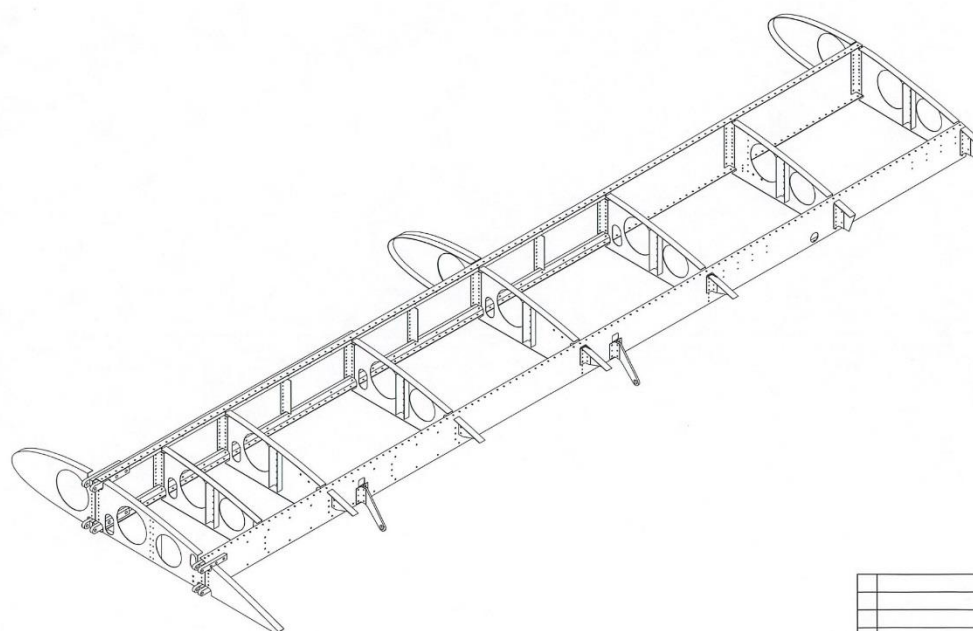
フレームは胴体前部フレーム組立図参照



42	キャビナビナル	A5052	1	ML-16-38
41	下層外壁塗装材	A5052	1	ML-16-41
40	下層外壁塗装材	A5052	1	ML-16-40
37	鉄部下層リッ	A5052	1	ML-16-37
13	上層上外壁塗	A5052	1	ML-16-13
12	上層F/Vッ	A5052	1	ML-16-12
11	下層F/Vッ	A5052	1	ML-16-11
10	下層外壁塗装	A5052	1	ML-16-10
7	下層外壁塗装	A5052	1	ML-16-7
	漆外壁塗	A5052	1	ML-16-6
5	漆外壁塗	A5052	1	ML-16-5

DATE	ML-11	SCALE	1/10
12-04-12			
DRAWING No.			

法政大学 製法川研究室

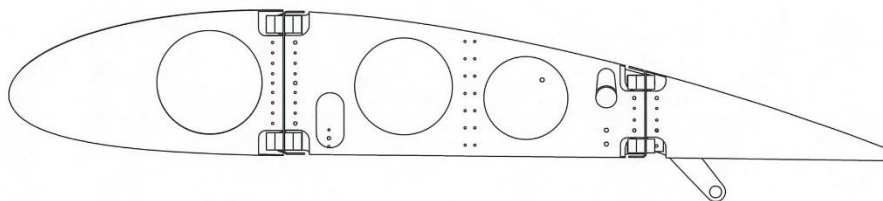


	石主翼龍立園			
MARK	PARTICLE ARE	MATERIAL	REPORT	REMARKS

ML-11	DATE 12-08-20	SCALE 1/10
組立図	DRAWING No. ML-2-A1	

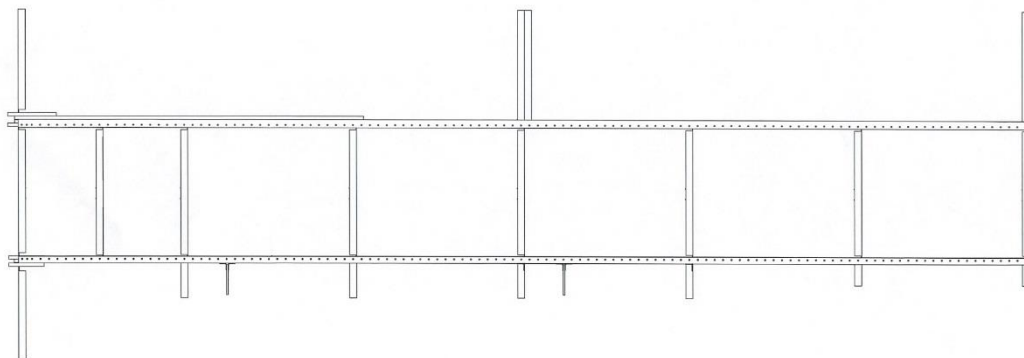
法政大学 憲法研究室

側面図



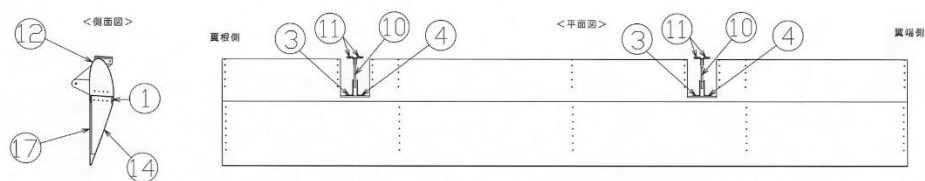
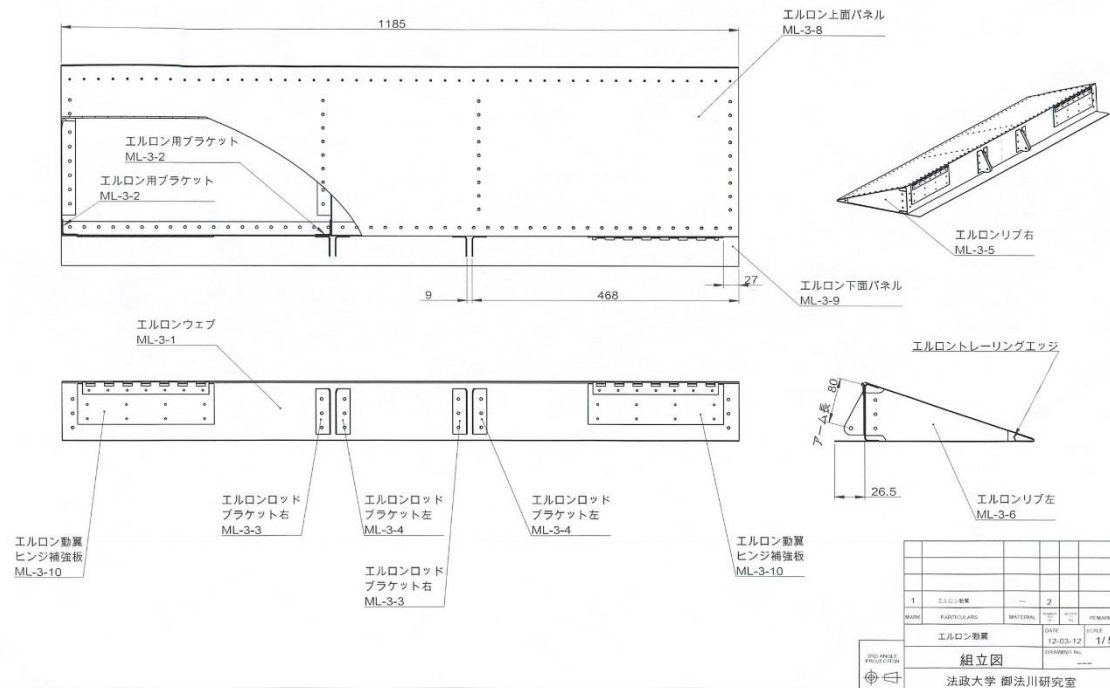
模型製図				
MARK	PARTICULARS	MATERIAL	DATE	REMARKS
	ML-11		DATE	SCALE
	組立図		12-08-20	1/4
			DRAWING NO.	ML-2-A3
法政大学 船法川研究室				

平面図

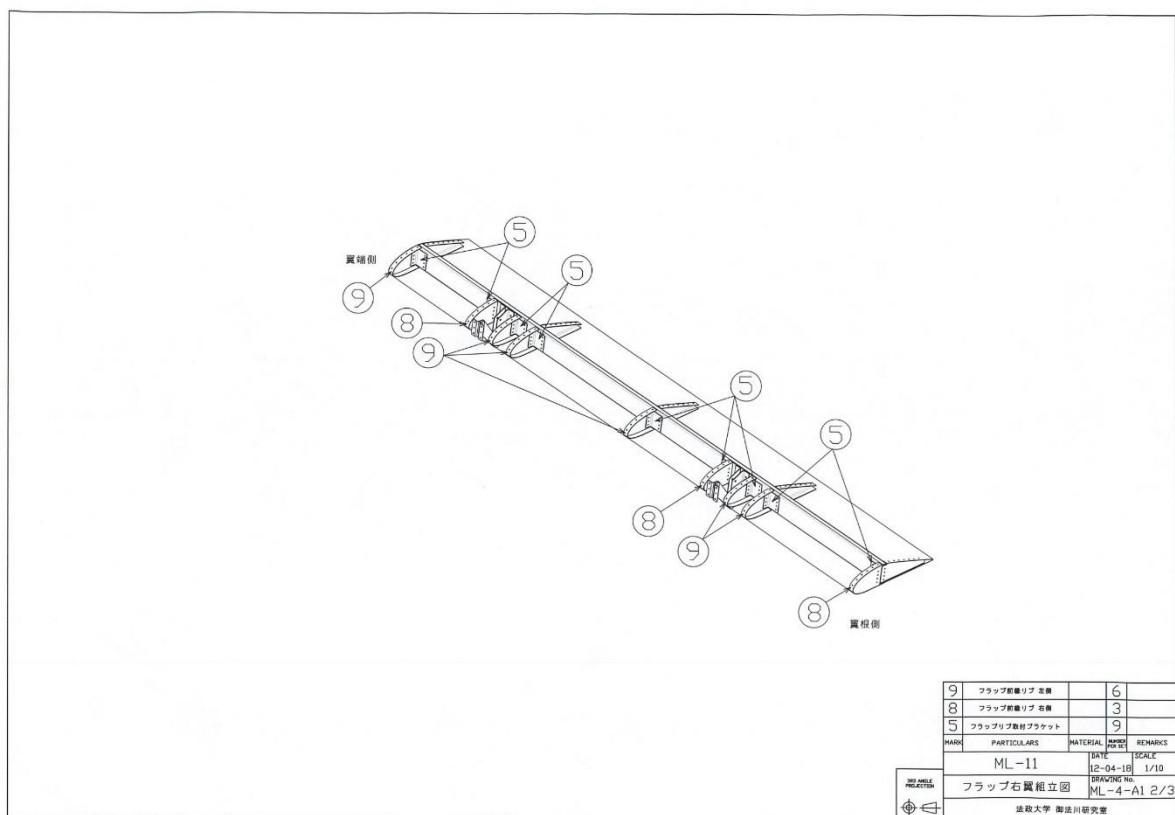
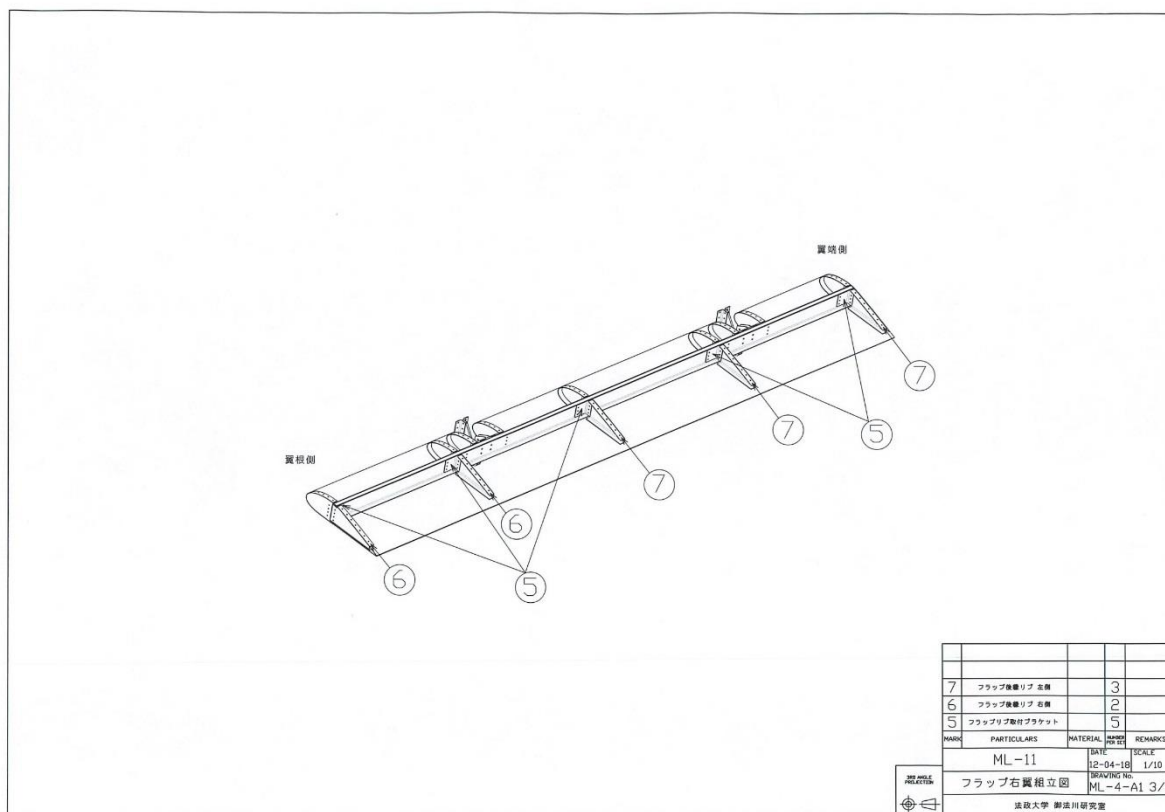


模型製図				
MARK	PARTICULARS	MATERIAL	DATE	REMARKS
	ML-11		DATE	SCALE
	組立図		12-08-20	1/10
			DRAWING NO.	ML-2-A2
法政大学 船法川研究室				

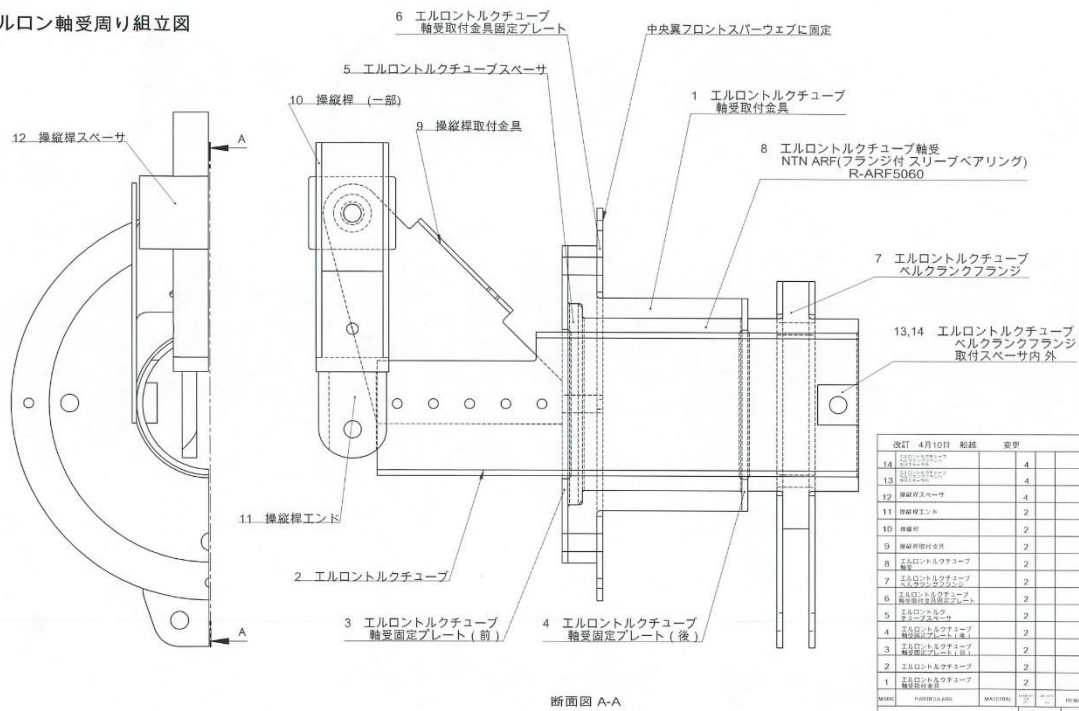
エルロン動翼 組立図 全体図



17	フラップ後縁下翼パネル	1	
14	フラップ前縁上翼パネル 右翼	1	
12	フラップ前縁パネル 左翼	1	
11	フラップヒンジ	4	
10	翼根フラップ接合部	2	
4	フラップヒンジ 左翼	2	
3	フラップヒンジ 右翼	2	
1	フラップウェブ 右翼	1	
18	フラップウェブ 左翼	1	
16	エルロンロッド ブラケット	1	
15	エルロンウェブ	1	
13	エルロン下面パネル	1	
11	エルロン用ブラケット	1	
9	エルロン動翼 ヒンジ補強板	1	
8	エルロンロッド ブラケット	1	
7	エルロンウェブ	1	
6	エルロン下面パネル	1	
5	エルロン上面パネル	1	
4	エルロンリブ	1	
3	エルロンウェブ	1	
2	エルロンロッド ブラケット	1	
1	エルロン動翼	1	



エルロン軸受周り組立図

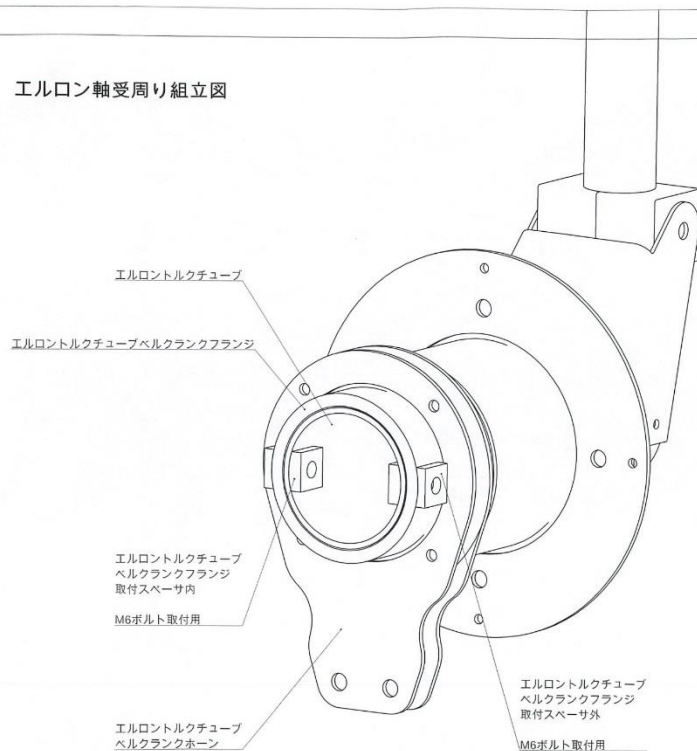


断面図 A-A

改訂	4月10日	組立	変更
14	エルロン軸受周り組立図	4	
13	エルロン軸受周り組立図	4	
12	エルロン軸受周り組立図	4	
11	エルロン軸受周り組立図	2	
10	エルロン軸受周り組立図	2	
9	エルロン軸受周り組立図	2	
8	エルロン軸受周り組立図	2	
7	エルロン軸受周り組立図	2	
6	エルロン軸受周り組立図	2	
5	エルロン軸受周り組立図	2	
4	エルロン軸受周り組立図	2	
3	エルロン軸受周り組立図	2	
2	エルロン軸受周り組立図	2	
1	エルロン軸受周り組立図	2	

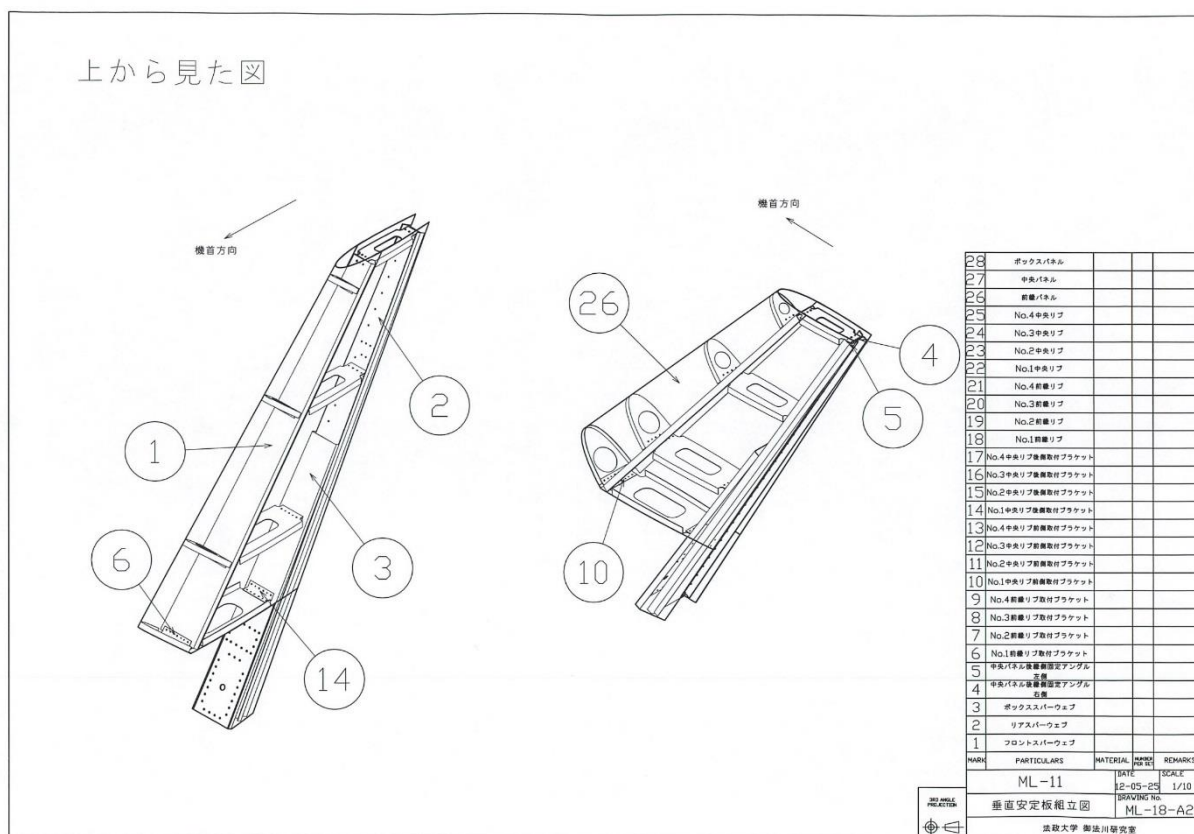
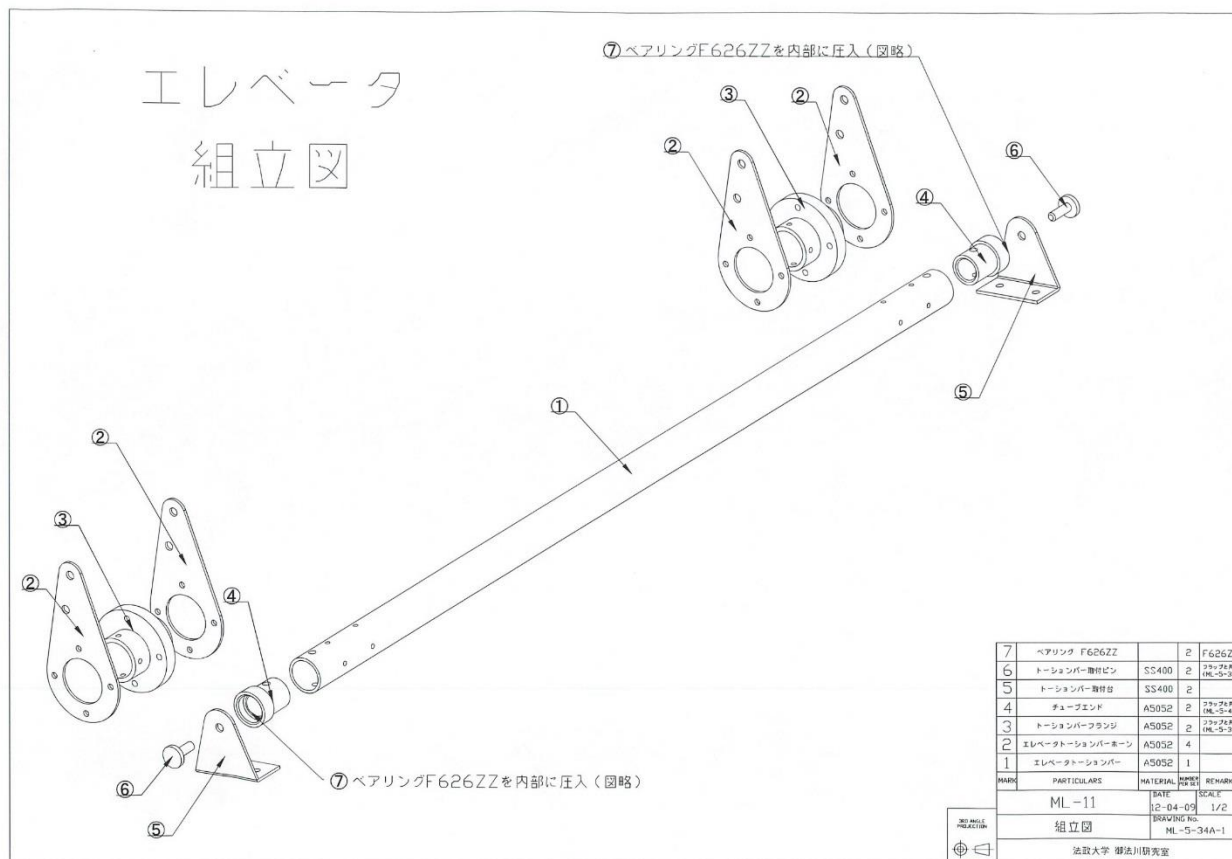
NAME	ELRON	DATE	12-03-14	SCALE	1/1
組立図					
法政大学 御法川研究室					

エルロン軸受周り組立図

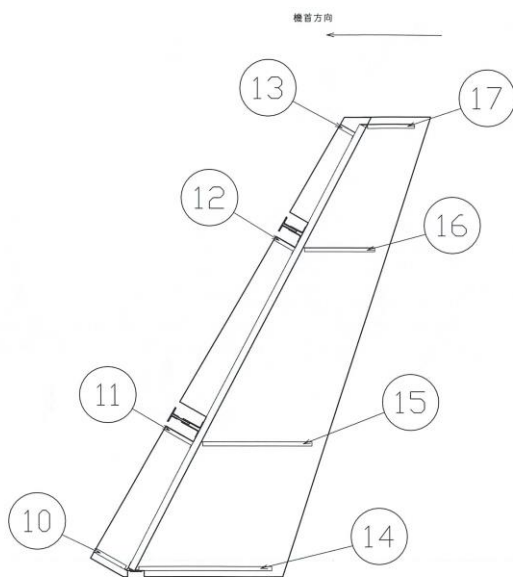


1	エルロン軸受周り組立図	2	
2	エルロン軸受周り組立図	2	
3	エルロン軸受周り組立図	2	
4	エルロン軸受周り組立図	2	
5	エルロン軸受周り組立図	2	
6	エルロン軸受周り組立図	2	
7	エルロン軸受周り組立図	2	
8	エルロン軸受周り組立図	2	
9	エルロン軸受周り組立図	2	
10	エルロン軸受周り組立図	2	
11	エルロン軸受周り組立図	2	
12	エルロン軸受周り組立図	2	
13	エルロン軸受周り組立図	2	
14	エルロン軸受周り組立図	2	

NAME	ELRON	DATE	12-04-10	SCALE	1/1
組立図					
法政大学 御法川研究室					



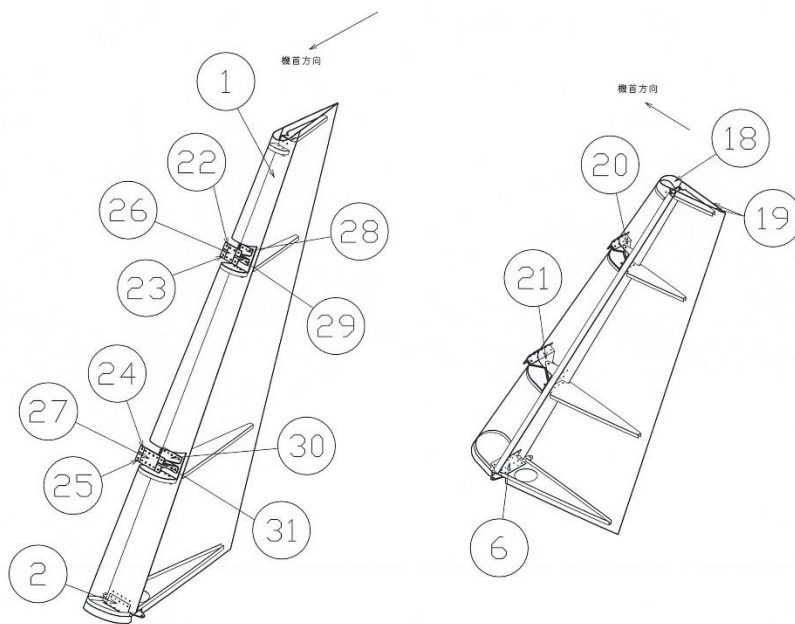
左側面図



32	ラダー・パイプ・接続プレート	1	1
31	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
30	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
29	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
28	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
27	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
26	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
25	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
24	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
23	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
22	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
21	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
20	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
19	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
18	ラダー・パイプ・ジョイント (両用型)	1	1
17	No.4 ねじ用パイプ	1	1
16	No.3 ねじ用パイプ	1	1
15	No.2 ねじ用パイプ	1	1
14	No.1 ねじ用パイプ	1	1
13	No.4 ねじ用パイプ	1	1
12	No.3 ねじ用パイプ	1	1
11	No.2 ねじ用パイプ	1	1
10	No.1 ねじ用パイプ	1	1
9	No.4 ねじ用パイプフラット	1	1
8	No.3 ねじ用パイプフラット	1	1
7	No.2 ねじ用パイプフラット	1	1
6	No.1 ねじ用パイプフラット	1	1
5	No.4 ねじ用パイプフラット	1	1
4	No.3 ねじ用パイプフラット	1	1
3	No.2 ねじ用パイプフラット	1	1
2	No.1 ねじ用パイプフラット	1	1
1	フロント・ワークユー	1	1

MARK	PARTICULARS	MATERIAL	NUMBER PER SET	REMARKS
	ML-11		DATE 12-08-14	SCALE 1/10
	ラダー組立図		DRAWING No. ML-8-A1	

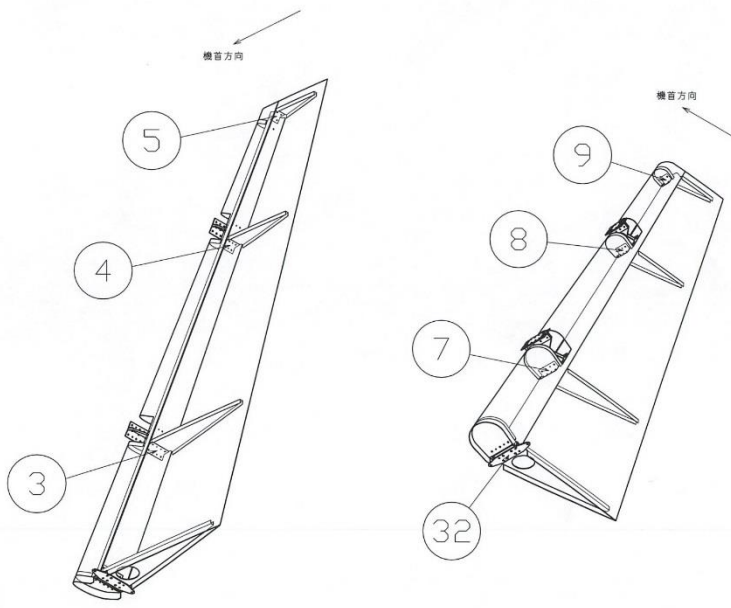
上から見た図



32	ラヂオ・マイン・インターナショナル	1
31	デ・グー・マイン・インターナショナル	1
30	デ・グー・マイン・インターナショナル (重複)	1
29	デ・グー・マイン・インターナショナル (重複)	1
28	デ・グー・マイン・インターナショナル (重複)	1
27	東京放送エディタリング (重複)	1
26	東京放送エディタリング (重複)	1
25	東京放送エディタリング (重複)	1
24	東京放送エディタリング (重複)	1
23	東京放送エディタリング (重複)	1
22	東京放送エディタリング (重複)	1
21	東京放送エディタリング (重複)	1
20	東京放送エディタリング (重複)	1
19	東京放送エディタリング (重複)	1
18	東京放送エディタリング (重複)	1
17	No.4 後継リブ	1
16	No.3 後継リブ	1
15	No.2 後継リブ	1
14	No.1 後継リブ	1
13	No.4 前継リブ	1
12	No.3 前継リブ	1
11	No.2 前継リブ	1
10	No.1 前継リブ	1
9	No.4 後継リブ後継フラット	1
8	No.3 後継リブ後継フラット	1
7	No.2 後継リブ後継フラット	1
6	No.1 後継リブ後継フラット	1
5	No.4 前継リブ後継フラット	1
4	No.3 前継リブ後継フラット	1
3	No.2 前継リブ後継フラット	1
2	No.1 前継リブ後継フラット	1

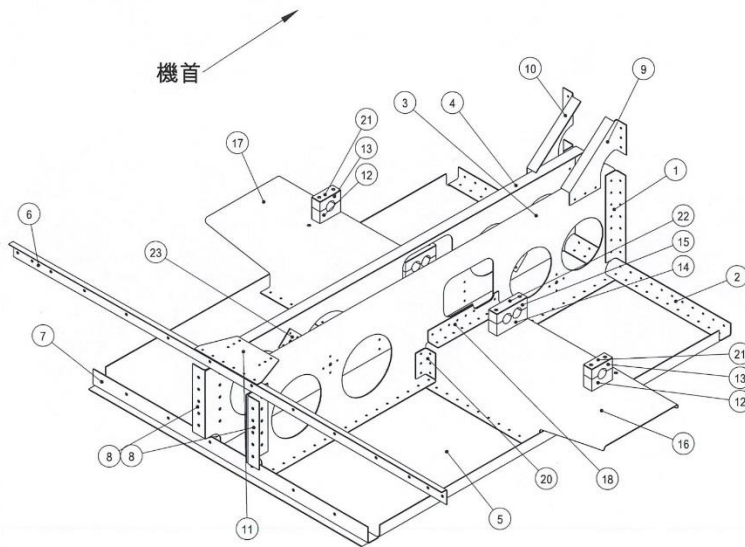
1	フロントスパークウェブ		1	
MARK	PARTICULARS	MATERIAL	QUANTITY	REMARKS
ML-11		DATE	SCALE	
		12-08-14	1/	
ラダー組立図		DRAWING No.		
		M1		

下から見た図



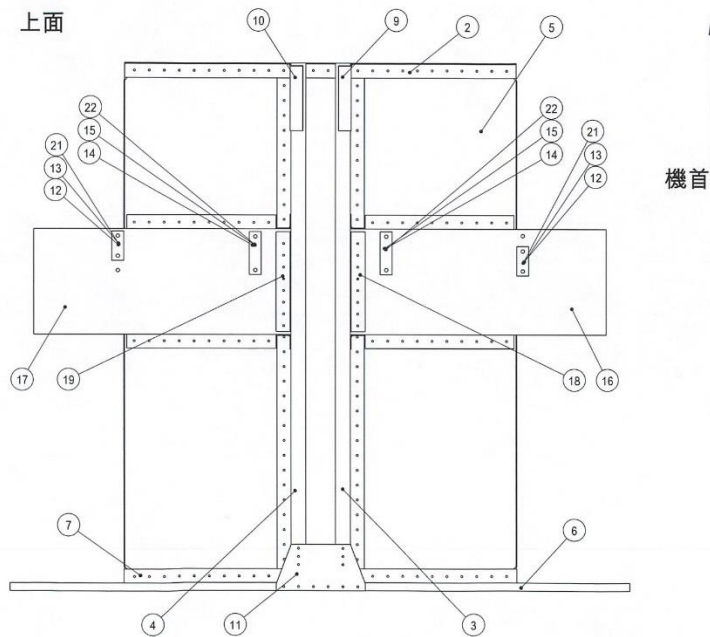
32	ラダーワイヤ補強プレート	1	
31	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
30	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
29	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
28	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
27	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
26	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
25	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
24	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
23	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
22	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
21	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
20	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
19	ラダー腕、ラダー金具（両側）	2	
18	ラダー腕、ラダー金具（両側）	1	
17	No.4 継ぎリブ	1	
16	No.3 継ぎリブ	1	
15	No.2 継ぎリブ	1	
14	No.1 継ぎリブ	1	
13	No.4 継ぎリブ	1	
12	No.3 継ぎリブ	1	
11	No.2 継ぎリブ	1	
10	No.1 継ぎリブ	1	
9	No.4 継ぎリブ取付ブラケット	1	
8	No.3 継ぎリブ取付ブラケット	1	
7	No.2 継ぎリブ取付ブラケット	1	
6	No.1 継ぎリブ取付ブラケット	1	
5	No.4 継ぎリブ取付ブラケット	1	
4	No.3 継ぎリブ取付ブラケット	1	
3	No.2 継ぎリブ取付ブラケット	1	
2	No.1 継ぎリブ取付ブラケット	1	
1	フロントスパーウェーブ	1	
MARK			
PARTICULARS		MATERIAL	REMARKS
ML-11		DATE	12-08-14
ラダー組立図		SCALE	1/10
法政大学 海洋工学部		DRAWING NO.	ML-8-A3

センターキール組立図 1



23	キール部品取付補強板	4	ML-15-23
22	ラダーベダルベアリング固定プレート内側	2	ML-15-22
21	ラダーベダルベアリング固定プレート外側	2	ML-15-21
20	左右ベダル取付フレーム 取付ブラケット前後	4	ML-15-20
18	右側ベダル取付フレーム 取付ブラケット上側	1	ML-15-18
17	ラダーベダル取付フレーム左側	1	ML-15-17
16	ラダーベダル取付フレーム右側	1	ML-15-16
15	ラダーベダルベアリング内側上部	2	ML-15-15
14	ラダーベダルベアリング内側下部	2	ML-15-14
13	ラダーベダルベアリング外側上部	2	ML-15-13
12	ラダーベダルベアリング外側下部	2	ML-15-12
11	キール中央翼接合金具	1	ML-15-11
10	左側キールファイヤーウォール接合部	1	ML-15-10
9	右側キールファイヤーウォール接合部	1	ML-15-9
8	後部中央翼取付ブラケット	2	ML-15-8
7	キール中央翼接合部下部	1	ML-15-7
6	キール中央翼接合部上部	1	ML-15-6
5	キール下面パネル	1	ML-15-5
4	左側キール中央パネル	1	ML-15-4
3	右側キール中央パネル	1	ML-15-3
2	前部下翼取付ブラケット	1	ML-15-2
1	前部ファイヤーウォール取付ブラケット	2	ML-15-1
部号 部品番号 図面 備考 部品番号			
ML-11 組立図			
名称		センターキール組立図 1	
製作者 法政大学 海洋工学部		図面番号 ML-15-A1	A3
発行 12月13日		発行日付	1/5
		発行部数	1/3

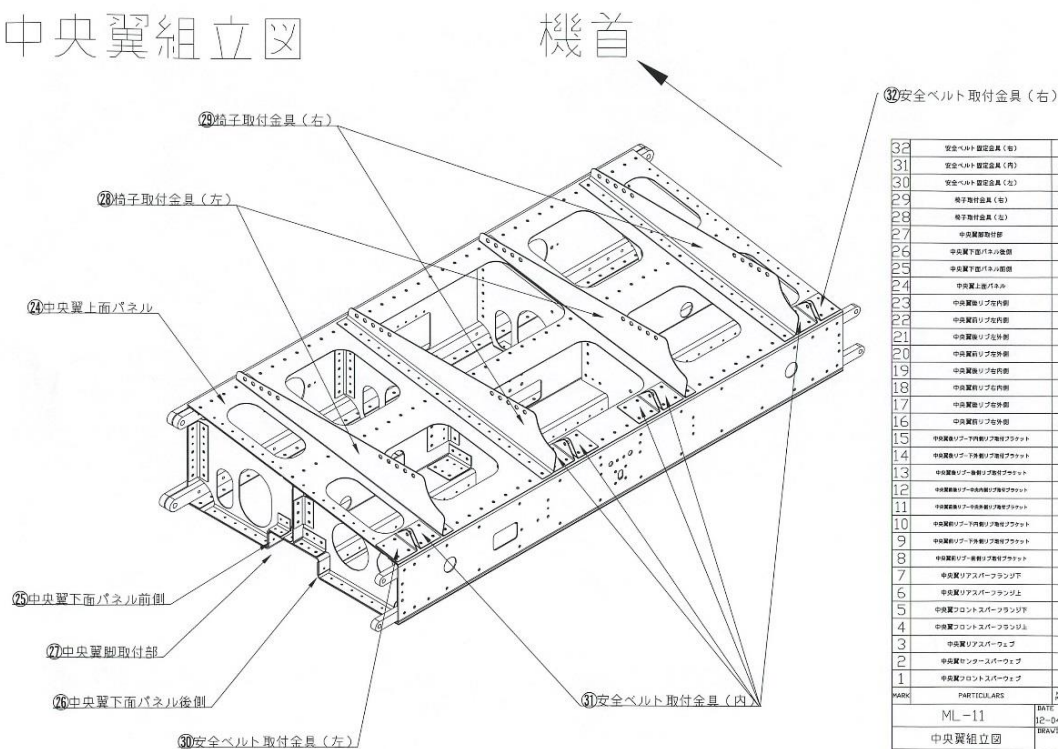
センターキール組立図 2



22	ラダーベダルベアリング固定プレート内側	2	ML-15-22
21	ラダーベダルベアリング固定プレート外側	2	ML-15-21
19	左側ベダル取付フレーム 取付ブラケット上側	1	ML-15-19
18	右側ベダル取付フレーム 取付ブラケット上側	1	ML-15-18
17	ラダーベダル取付フレーム左側	1	ML-15-17
16	ラダーベダル取付フレーム右側	1	ML-15-16
15	ラダーベダルベアリング内側上部	2	ML-15-15
14	ラダーベダルベアリング内側下部	2	ML-15-14
13	ラダーベダルベアリング外側上部	2	ML-15-13
12	ラダーベダルベアリング外側下部	2	ML-15-12
11	キール中央翼接合金具	1	ML-15-11
10	左側キールファイヤーウォール接合部	1	ML-15-10
9	右側キールファイヤーウォール接合部	1	ML-15-9
7	キール中央翼接合部下部	1	ML-15-7
6	キール中央翼接合部上部	1	ML-15-6
5	キール下面パネル	1	ML-15-5
4	左側キール中央パネル	1	ML-15-4
3	右側キール中央パネル	1	ML-15-3
2	前部下面取付ブラケット	1	ML-15-2

図名: ML-11 組立図
図番: センターキール組立図 2
図中: 法政大学 御法川研究室
図中: ML-15-A2
図中: 12月13日 図訂: 1/5
図中: 2/3

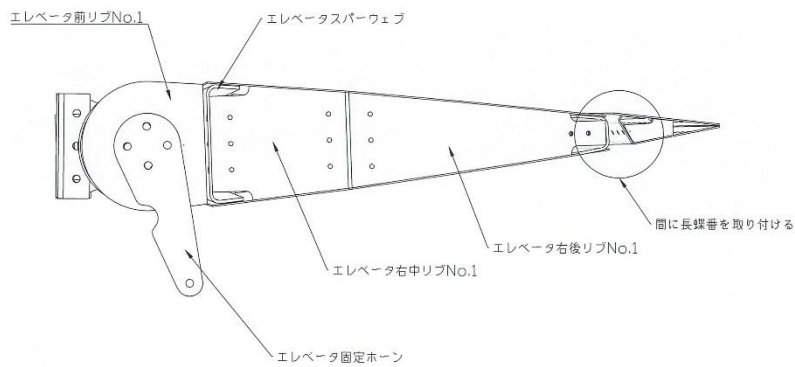
中央翼組立図



32	安全ベルト 固定器具 (右)	1	ML-1-37
31	安全ベルト 固定器具 (内)	6	ML-1-38
30	安全ベルト 固定器具 (左)	1	ML-1-39
29	椅子取付器具 (右)	2	ML-1-35
28	椅子取付器具 (左)	2	ML-1-36
27	中央翼前部	1	ML-1-27
26	中央翼下部 (右)	1	ML-1-26
25	中央翼下部 (左)	1	ML-1-25
24	中央翼上部パネル	1	ML-1-24
23	中央翼前部 (右)	1	ML-1-23
22	中央翼前部 (左)	1	ML-1-22
21	中央翼前部 (右)	1	ML-1-21
20	中央翼前部 (左)	1	ML-1-20
19	中央翼前部 (右)	1	ML-1-19
18	中央翼前部 (左)	1	ML-1-18
17	中央翼前部 (右)	1	ML-1-17
16	中央翼前部 (左)	1	ML-1-16
15	中央翼前部 (右) 固定器具	2	ML-1-15
14	中央翼前部 (左) 固定器具	2	ML-1-14
13	中央翼前部 (右) 固定器具	4	ML-1-13
12	中央翼前部 (左) 固定器具	4	ML-1-12
11	中央翼前部 (右) 固定器具	4	ML-1-11
10	中央翼前部 (左) 固定器具	2	ML-1-10
9	中央翼前部 (右) 固定器具	2	ML-1-9
8	中央翼前部 (左) 固定器具	4	ML-1-8
7	中央翼前部 (右) 固定器具	1	ML-1-7
6	中央翼前部 (左) 固定器具	1	ML-1-6
5	中央翼前部 (右) 固定器具	2	ML-1-5
4	中央翼前部 (左) 固定器具	2	ML-1-4
3	中央翼前部 (右) 固定器具	1	ML-1-3
2	中央翼前部 (左) 固定器具	1	ML-1-2
1	中央翼前部 (右) 固定器具	1	ML-1-1

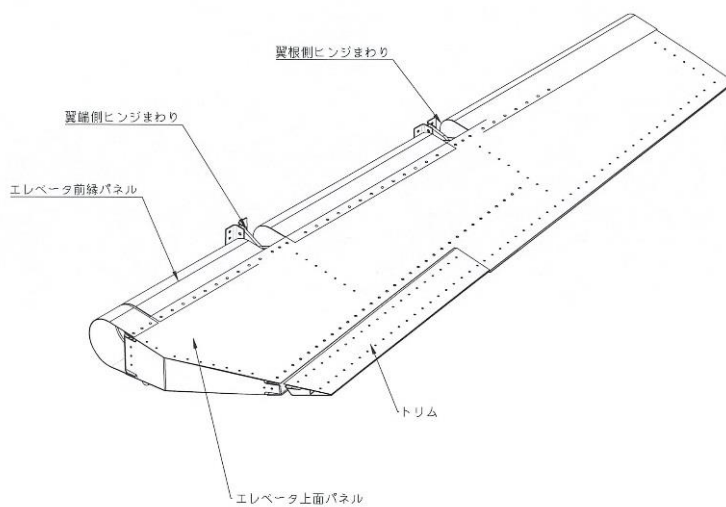
図名: ML-11 組立図
図番: センターキール組立図 2
図中: 法政大学 御法川研究室
図中: ML-15-A2
図中: 12月13日 図訂: 1/5
図中: 2/3

側面図



図名	ML-11	DATE	12-07-16	SCALE	1/2
組立図	組立図	DRAWING NO.	ML-6,7-A2		
	法政大学 御法川研究室				

全体図



図名	ML-11	DATE	12-07-16	SCALE	1/5
組立図	組立図	DRAWING NO.	ML-6,7-A1		
	法政大学 御法川研究室				

