

新しいカテゴリーの小型航空機設計試作： 主翼構造の検討と評価

安田, 怜 / YASUDA, Ryou

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学・工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編 / 法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編

(巻 / Volume)

55

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

7

(発行年 / Year)

2014-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00010378>

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

安田 怜

Ryo Yasuda

指導教員 御法川 学 教授

法政大学大学院工学研究科機械工学専攻修士課程

A new category of small aircrafts called LSA (Light Sport Aircraft) has been rapidly getting popular and making huge markets. Although no category such as the LSA has been established in Japan yet, people in general aviation are interested in this kind of aircraft due to its easiness and high performance. In addition, in the technical point of view, the knowledge and experience of manufacturing small aircraft are quite less in Japan. The LSA requires the easiness of flying, safe and simple structure as well as low cost. In order to establish the design methodologies of the LSA, the structural design of the main wing section was examined by comparing the conventional strength calculation and the structural analysis (FEM).

Key words : Light Sport Aircraft, Aircraft design, Structural design of main wing, Structural Analysis

1. 緒論

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,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。

Fig.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。

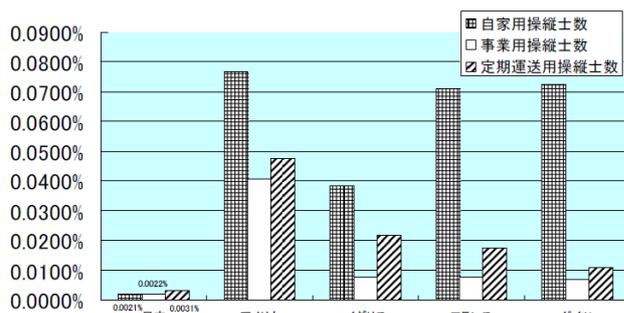


Fig.1 Population ratio of the pilot¹⁾

2. LSA について

2.1 LSA カテゴリーの制定.

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Fig.2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.

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がたい.

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,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不法改造や飛行許可を遵守しない不法飛行によって事故が多く発生し,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.

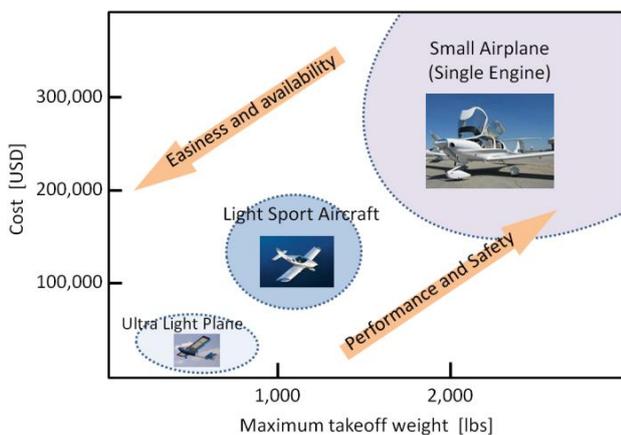


Fig.2 Character of aircraft categories around LSA

2.2 LSA の仕様

LSAカテゴリーに合致する機体の安全基準は,大型旅客機などに適用される国際民間航空機関(ICA0)による規定ではなく,各国が独自に定めるLSA基準によって規定されている.これにより,機体の製造,検査が安価となり,普及が加速する一因となっている.

主なLSAの制限事項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

2.3 LSA の基本設計

LSAは各国の法律により規定されており,本研究室ではLSAの世界的な基準となっているアメリカのASTMの基準をもとにして設計を行った.設計する機体は安全性と設計・製造の容易さを両立するような機体である必要があり,基本的な小型航空機の設計製作における問題点や留意点を整理することを開発の主な目的としたため,機体はできるだけオーソドックスなものとした.機体の三面図をFig.3に示す.

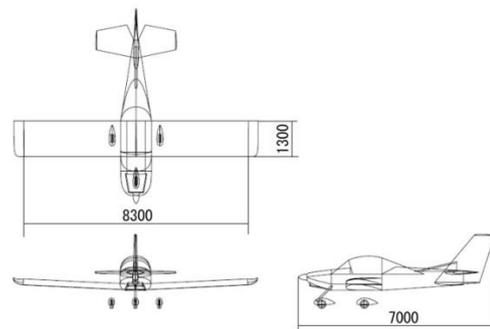


Fig.3 Main dimensions of ML-11

設計製作した機体(試作名称ML-11)の開発工程をFig.4に示す.まず,ASTMの基準に照らし合わせて機体重量の推定,主翼の設計,安定計算から尾翼の計算を経て機体の基本外形を設計した.

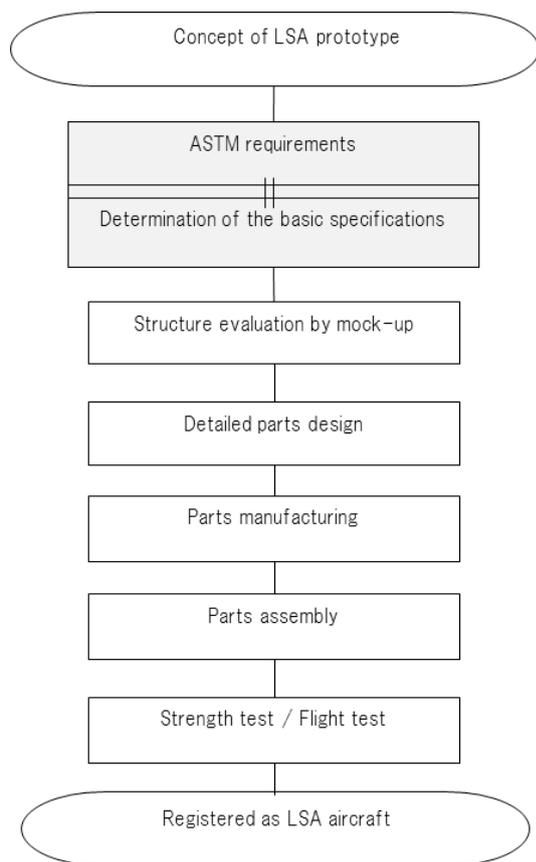


Fig.4 Flow chart of LSA manufacturing

設計段階で決定した主要な仕様を Table.1 に示す。試作機は製造上の理由から全金属製とし、前部胴体周辺の原寸大モックアップを製作することで、構造の確認や操縦席周りの部品配置の検討に用いた。機体の設計は、Fig.5 に示すように主翼、胴体、操縦系統類など部分ごとに進め、強度計算は内部構造など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の効率化を図った。

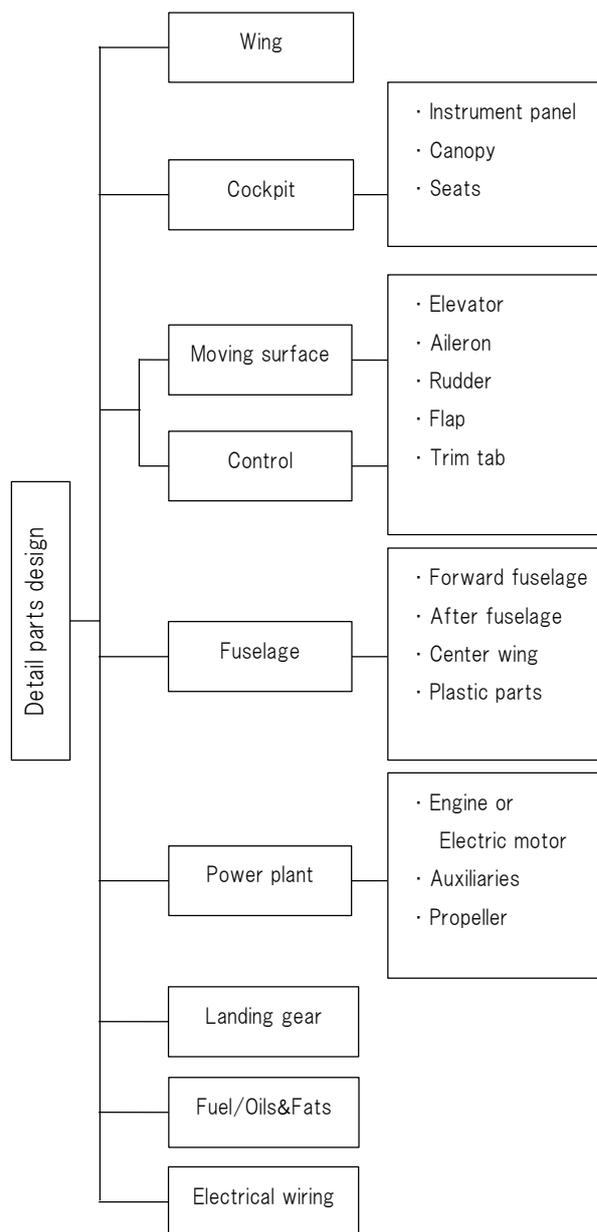


Fig.5 Parts design

Table.1 Specifications of ML-11

Dimension	Overall length	7.0 [m]
	Overall width(wing span)	8.3 [m]
	Overall height	2.7 [m]
Wing	Wing length	3.6 [m]
	Chord length	1.3 [m]
	Wing area	10.8[m ²]
	Aspect ratio	6.38 [-]
	Dihedral angle	6.5[degree]
Weight	Empty weight	288 [kg] (635[lb])
	Payload	192 [kg] (423[lb])
	Maximum takeoff weight	480 [kg] (1058[lb])
Power plant	Output	80 [PS]

ML-11 は低翼三輪式の金属モノコック構造の複式 2 人乗りで A5052 を使用し、一部 A2024 を使用した機体である。機体は試験機として外板及び構造部材を同クラスの機体よりも厚いものを用いて強度を確保しつつ部品点数を減らし、作業工程の短縮を図った。なお、本機はエンジンマウントおよび最小限のアタッチメント変更で電気モーターに換装することも想定している。動翼の操縦系統はラダーのみワイヤー式を用い、それ以外は整備が容易で摩擦が少ないロッド式を採用した。地上での方向転換は主輪ブレーキの差動によって行う。主翼は失速特性が緩やかであり下面の平面部分が大きく製造が容易であることから NACA4416 の翼型を採用した。Fig.6 に主翼の主要構造を示す。

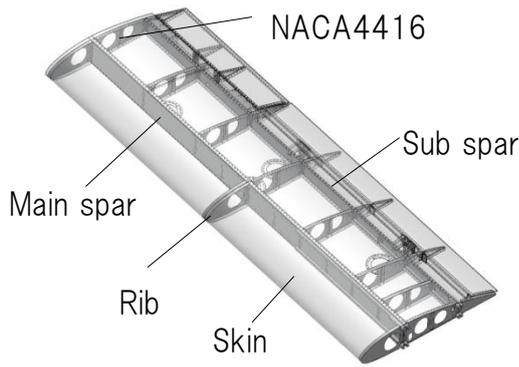


Fig.6 Structure of wing

全体の構造は板金加工された薄板部材を組み合わせたものであり、破損の拡大防止効果があるリベットを選択した。部品の多くは日本国内で手に入りやすい JIS 規格を用い、寸法も板金加工機械の最大寸法に合わせるなど製作効率を優先し、設計した部品はコストを抑えるよう努めた。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。Fig.7に 3D CADによる機体の全体図を示す。

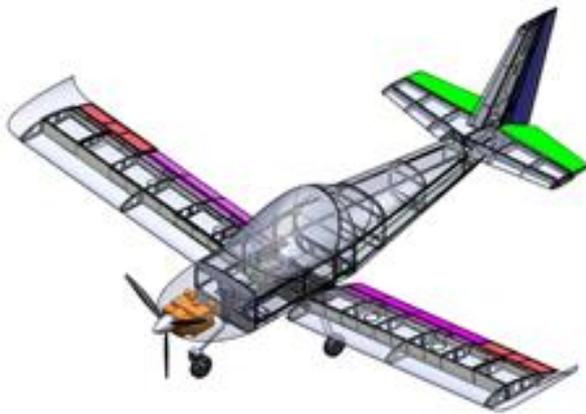


Fig.7 3D model of ML-11

3.主翼設計の最適化

3.1 概要

前章で示したように、ML-11 は応力外皮構造の全金属製であり、その構造は類似の小型航空機を経験的に模したものである。初期設計においては軽量化について特段の配慮はしておらず、またリベットやガセットなど小部品の影響により、製作の結果設計で定めた重量を上回ってしまうことが容易に想定された。ここでは、機体の重量を減らすために、一般的な小型航空機の計算式を用いて主翼の強度計算を行い、主翼部品の寸法を再検討した。さらに、3DCAD による設計データを活用するため、市販の CAE ツール (CATIA V5 R19) による構造解析を行い、主翼の応力分布の確認を行い、設計に反映することとした。

3.2 運動包囲線図による荷重条件の設定

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 Fig.8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。

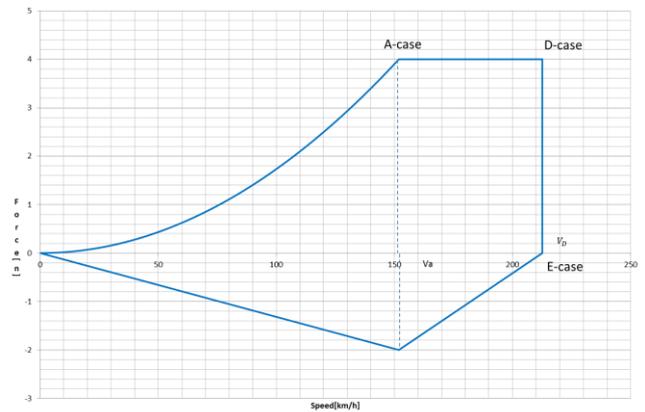


Fig.8 Flight Envelope

3.3 集中荷重による設計検討と最適化

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付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

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

④ Q_T による曲げモーメント: M_T

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

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 Elastic Axis (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 Fig.9 のようにすると

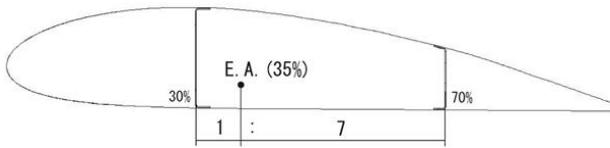


Fig.9 Elastic Axis

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(Fig.10)
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。

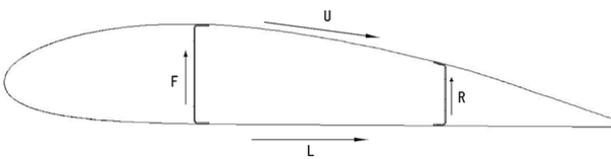


Fig.10 Share force affecting to skin and spar

主桁にかかるせん断力 F

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

副桁にかかるせん断力 R

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

上面にかかるせん断力 U

$$U = \frac{1}{8}Q_T + qr_0 \quad (13)$$

下面にかかるせん断力 L

$$L = \frac{1}{8}Q_T + qr_0 \quad (14)$$

- 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

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

- ⑬ M_T による軸力 N_{MT}

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

- ⑭ フランジに作用する力 P (Fig.11)

圧縮荷重を正とする

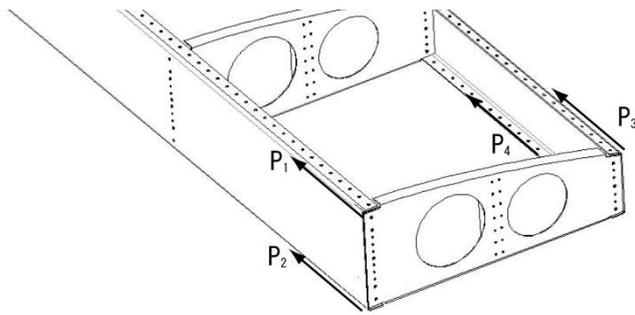


Fig.11 strength affecting on the flange

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

Table.2 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 Table.3 に示す。

Table.2 Calculation condition

Calculation condition			
Max Speed	V_D	120	kt
Force	n_{gmax}	4	G
Lift	$C_{L,max}$	1.60	-
Max angle	α_{max}	16	°
Moment	$C_{m0.25}$	-0.035	-
Wing span	b	8.3	m
Chord	c	1.3	m
Max gross weight	W	480	kg
Wing planform area	S	10.79	m ²
Wing loading	W/S	44.49	kg/m ²
Aspect ratio	λ	6.38	-
Wing weight	W_w	42.16	kg
Wing weight per unit area	W_w/S	3.91	kg/m ²
Fuel weight	W_f	0	kg
Moment arm	l_m	1.8	m
The length of the single wing	l	3.6	m
Density	ρ	0.125	Kgf·s ² /m ⁴
Central rib average wing thickness	A	0.092	m ²
Height of main spar	r_F	0.207	m
Height of sub spar	r_R	0.127	m
Distance from main spar to sub spar	r_0	0.8	m

Table.3 Calculation result

Calculation result			
shearing force	F	614.68	kg
	R	45.86	kg
	U	212.44	kg
	L	378.30	kg
shearing force × safety factor(1.5)	F	922.01	kg
	R	68.79	kg
	U	318.66	kg
	L	567.45	kg
Flange load	P1	5800.06	kg
	P2	-5874.93	kg
	P3	-1547.49	kg
	P4	1495.99	kg
Flange load × safety factor(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、フランジに作用する力 P 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、外板の寸法を変更した。変更点を Fig.12 に示す。

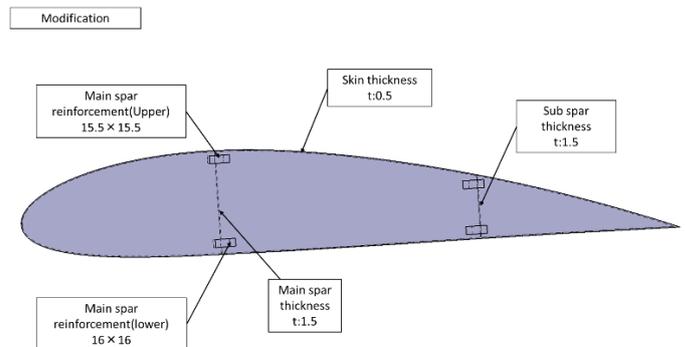


Fig.12 Wing modification

4. 構造解析による設計検討

4.1 概要

静解析は Dassault systems 社製 CATIA V5R19 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 Fig.13 に示す。

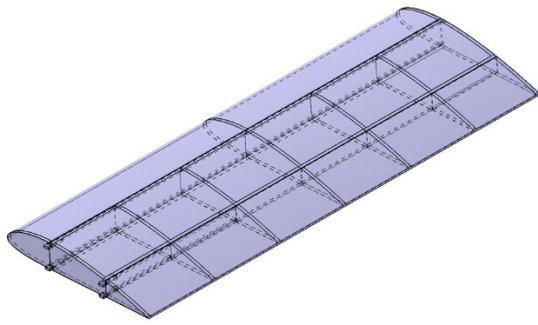


Fig.13 3D Model

4.2 解析条件・結果

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。

解析結果は Fig.14, Fig.15 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。

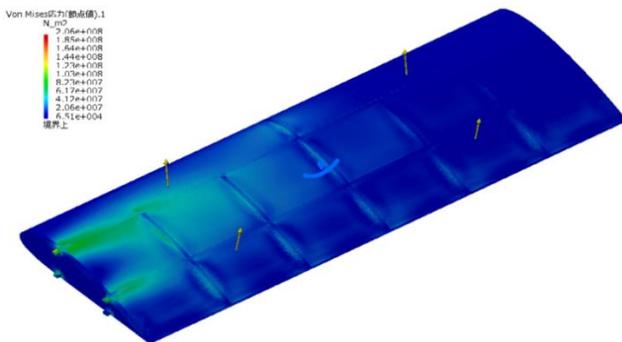


Fig.14 Result of FEM (stress)

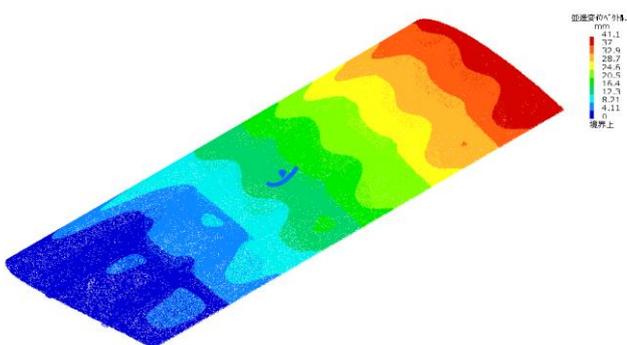


Fig.15 Result of FEM (displacement.)

5. 結論

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。

謝辞

本研究における機体設計は、故野口常夫先生の監修により行われた。この場をお借りして、ご冥福をお祈りいたします。また機体部品は株式会社西田技巧の協力により製作した。この場をお借りして厚く御礼申し上げます。

参考文献

- 1) 翼構造計画総合表：野口常夫 1980
- 2) 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
- 3) 内藤子生：飛行力学の実際 増補版 日本航空技術協会、1994
- 4) ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS, SECTION FIFTEEN, Designation, F2245-10 ,2010
- 5) 邵 長城：基本からわかる有限要素法 森北出版 2008