

新しいカテゴリーの小型航空機の開発－突風 応答による乗り心地の評価－

折原, 義和 / ORIHARA, Yoshikazu

(発行年 / Year)

2013-03-24

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2013-03-24

(学位名 / Degree Name)

修士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

2012 年度

修士論文

新しいカテゴリーの小型航空機の開発

－突風応答による乗り心地の評価－

DEVELOPMENT OF A SMALL AIRCRAFT IN NEW CATEGORY
- EVALUATION OF FLYING COMFORT BY GUST RESPONSE ANALYSIS -

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

11R1114

オリハラ ヨシカズ

折原 義和

目次

第1章 緒論.....	- 1 -
1.1 研究背景.....	- 1 -
1.1.1 日本の航空事情	- 1 -
1.1.2 LSA の概要.....	- 2 -
1.2 研究目的.....	- 6 -
第2章 開発.....	- 7 -
2.1 理論	- 7 -
2.1.1 揚力と抗力	- 7 -
2.1.2 空力モーメント	- 8 -
2.1.3 安定性.....	- 9 -
2.2 設計	- 10 -
2.2.1 設計思想	- 11 -
2.2.1 概念設計	- 12 -
2.2.3 詳細設計	- 42 -
第3章 乗り心地について.....	- 55 -
3.1 乗り心地悪化の要因	- 55 -
3.2 小型機の乗り心地について	- 56 -
3.3 航空機における乗り心地の評価 ⁹⁾	- 57 -
3.3.1 振動感覚にもとづく乗り心地.....	- 57 -
3.3.2 動揺感覚にもとづく乗り心地.....	- 59 -
第4章 構造振動解析.....	- 61 -
4.1 理論	- 61 -
4.1.1 固有振動	- 62 -
4.1.2 固有振動モード	- 63 -
4.1.3 機体構造の振動	- 66 -
4.1.4 有限要素法の手法	- 68 -
4.2 解析条件.....	- 70 -
第5章 突風応答解析.....	- 73 -
5.1 理論	- 73 -
5.1.1 突風	- 73 -

5.1.2 動揺	- 75 -
5.1.3 数値解析	- 77 -
5.2 解析条件	- 87 -
5.3 解析結果	- 90 -
5.4 乗り心地の評価	- 94 -
第 6 章 結論	- 95 -
第 7 章 参考文献	- 96 -
謝辞	- 97 -

Abstract

A new category of small aircrafts called the LSA (Light Sport Aircraft) has been regulated in the United States since 2005. The small and simple light aircrafts have been rapidly popular and made huge markets not only in the United States but also in Europe and Asia. Although there is no category such as the LSA in Japan, people in general aviation will be interested in this kind of aircraft due to easiness and high performance. Also, in the industrial point of view, the production of the small and simple aircrafts has a potential market especially for small manufacturers other than large aerospace industries. However, the knowledge and experience are quite less in Japan. The present study is an attempt to establish the methodologies of the evaluation of flying comfort by gust response analysis by using structural vibration analysis and CFD.

第 1 章 緒論

1.1 研究背景

1.1.1 日本の航空事情

日本の航空機産業は戦後欧米に大きく後れを取り、これまでに民間国産機として YS-11 や FA200 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航空機の生産が行われることはほぼ無かった。しかし 21 世紀になってから、航空機産業の国際化やマーケットの拡大などから日本企業も航空機の開発製造に主体的に参画するようになった。例えば、最新の B787 の構成部品は日本製が 35% を占め、純国産の旅客機 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。



図 1.1.1 MRJ（出典:三菱航空機）



図 1.1.2 Honda Jet（出典:Honda）

しかし、図 1.1.3 に示すように、欧米に比べ自家用操縦士数が圧倒的に少なく、ゼネラルアビエーション分野では未だに遅れをとっている。

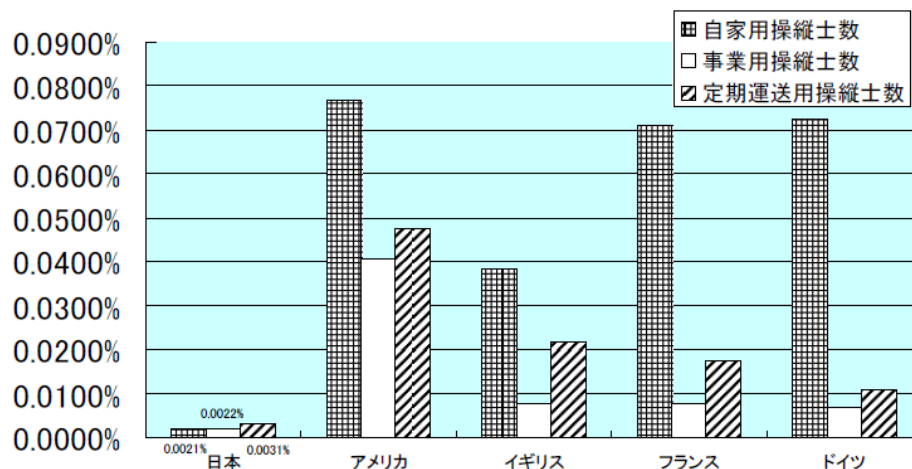


図 1.1.3 主要各国パイロットの対人口比率¹⁾

1.1.2 LSA の概要²⁾

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た。

図 1.1.4 は、**LSA** および **LSA** に近い超軽量動力機 (**ULP**) および軽飛行機の特徴を示したものである。**LSA** は、端的に言えば、運用コストや性能および安全性において **ULP** と軽飛行機の中間的なカテゴリーである。**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んだ。例えば米国では、連邦航空局 (**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、多くの使用者は装備品を追加するなどし、空虚重量が増加した。その後、安全性のため操縦練習を目的として二人乗りや重量増加を容認するようになったが、依然として事故が多発したため、欧米では **ULP** の制度改正のための調査研究が行われた。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いことやライセンスの習得に時間や費用がかかるため決して汎用的とはいえず、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を確保しつつ低価格で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ていた。これらの結果、米国では、**ULP** よりは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、日本国内においては、**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、小型機における空の安全性が高まることが望まれている。

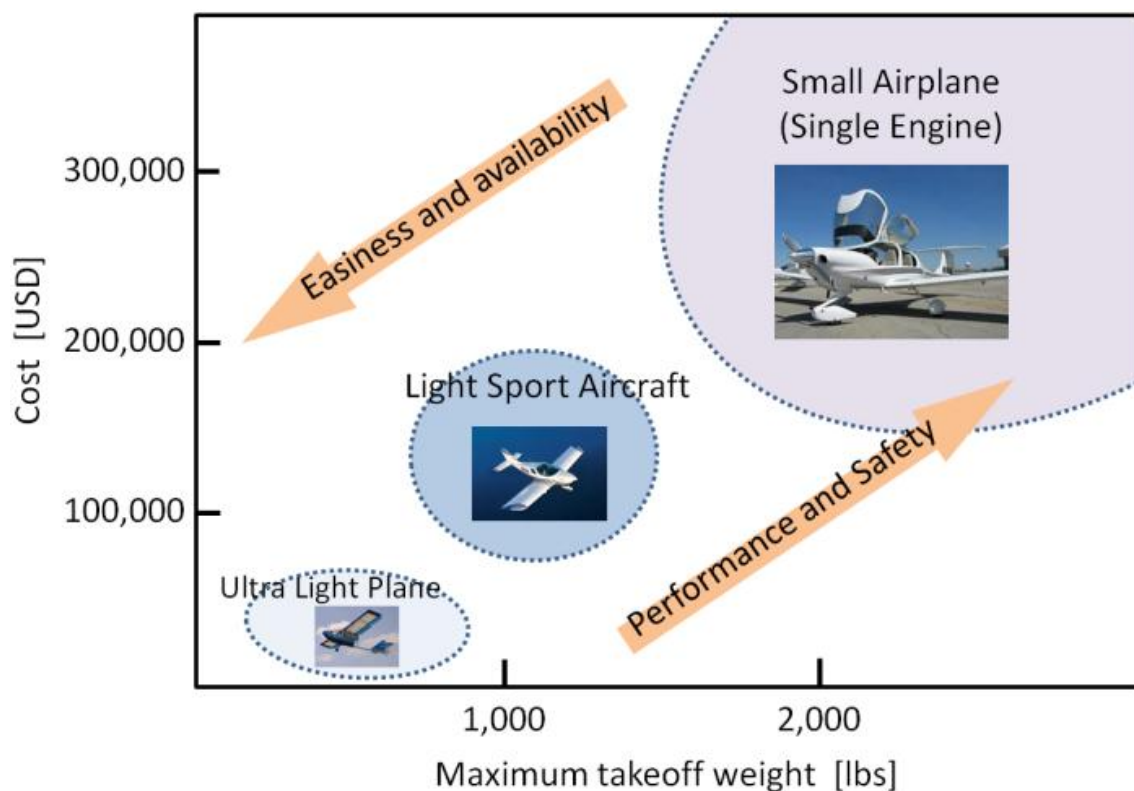


図 1.1.4 LSA に類似するカテゴリーの特徴

	 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 1.1.5 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

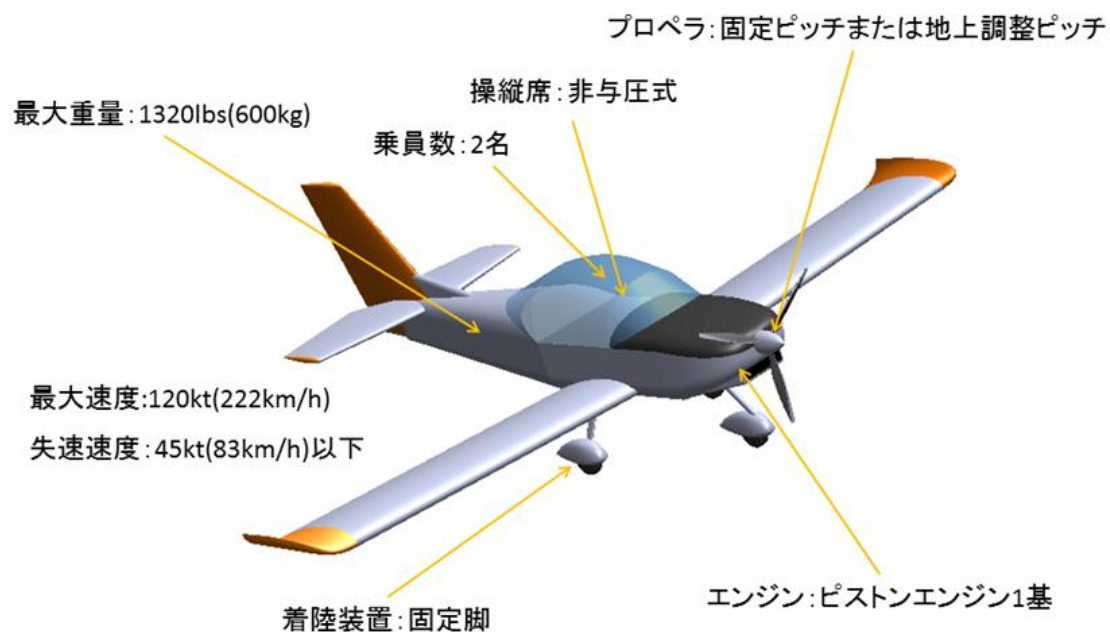


図 1.1.6 LSA の制限事項

米国では 2005 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 1.1.7 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、中国・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いて、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、研究機的设计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。

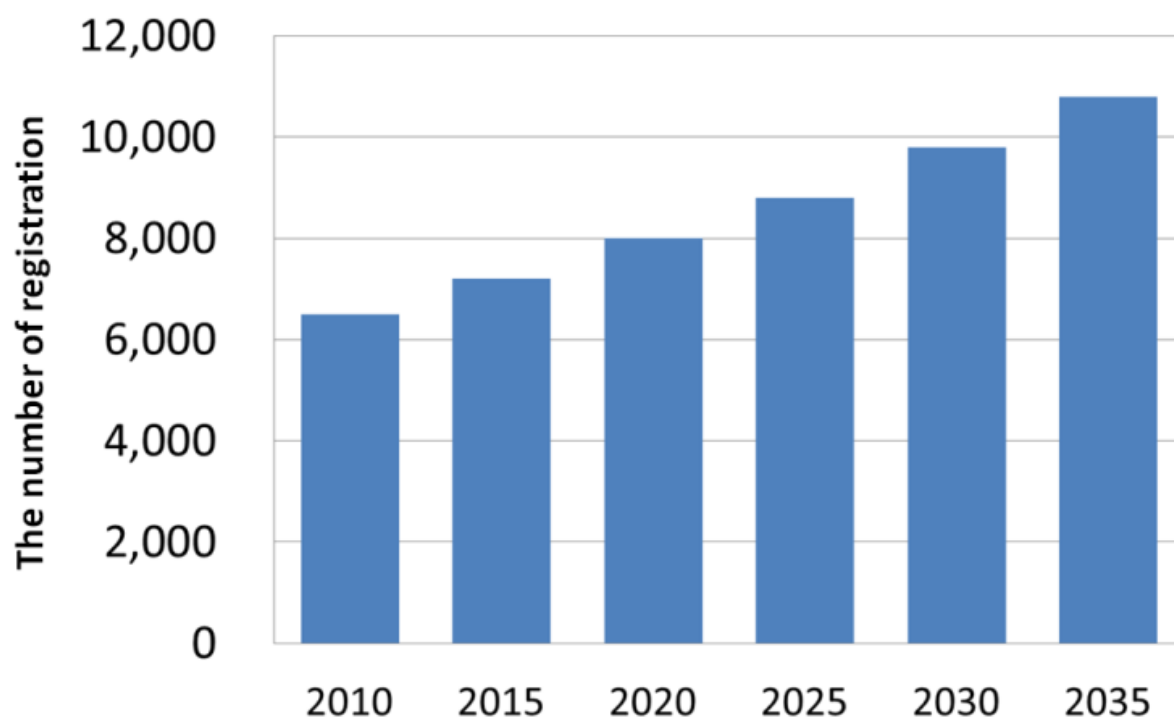


図 1.1.7 アメリカにおける LSA 登録数の増加予測⁴

1.2 研究目的

LSA はスポーツやレジャー向けの入門航空機であり、飛行経験が浅い初心者にとって“安全に楽しく”機体を操縦できることが重要である。すなわち、小型で扱いやすい機体であることが LSA の大きな特徴になるが、一方で、振動や動揺などの要因によって乗員の乗り心地を悪化させ、楽しいという感情を阻害させてしまうおそれがある。言い換えれば、LSA は大型機に比べ低い高度で飛ぶので気流変動による突風に遭遇する可能性が高く、翼面荷重が小さいので突風による機体運動への影響も大きい。

本研究では、乗り心地に最も影響を与える上下突風を受けた際の縦の動揺に関して 3 次元モデルを用いて数値解析することで、機体への影響とそのときの運動を確認し、開発段階における乗り心地の評価を目指した。

第 2 章 開発

2.1 理論⁵

LSA の開発を行う際に必要な基礎理論を下記に示す。

2.1.1 揚力と抗力

流れの中に翼型をおくと、押し流されるような力である抗力 D と、流れに垂直方向の力である揚力 L が発生する。 L と D は流れの動圧と翼面積に比例し、次式によって表される。

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S \quad (2.1.1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S \quad (2.1.2)$$

ただし、

ρ : 空気密度[kg/m³]

V : 風速[m/s]

S : 翼面積[m²]

C_L : 揚力係数

C_D : 抗力係数

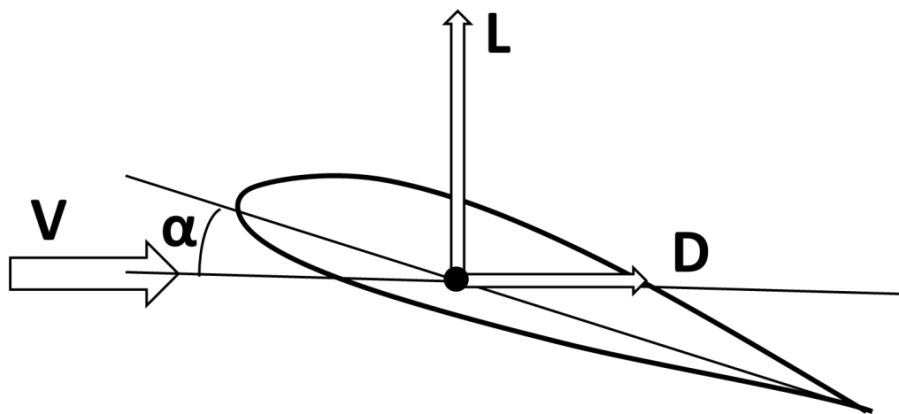


図 2.1.1 揚力と抗力

図 2.1.1 の α で表される翼の傾き角のことを迎え角と呼ぶ。

2.1.2 空力モーメント

図 2.1.2 のように 1 つの基準点 P を考えると、翼型は L と D の合力である R によって、基準点 P の周りに、近似的に回転モーメント $R \times k$ を(図示の M の逆方向に)受ける。この回転モーメントを空力モーメントと呼んで M で表すが、頭上げモーメントのときが正、頭下げモーメントのときが負と定義されている。空力モーメント M は揚力や抗力に似せて次式で表す。

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 C_m S C \quad (2.1.3)$$

ただし、

C_m : 縦揺れモーメント係数

C : 翼長さ(翼弦長)[m]

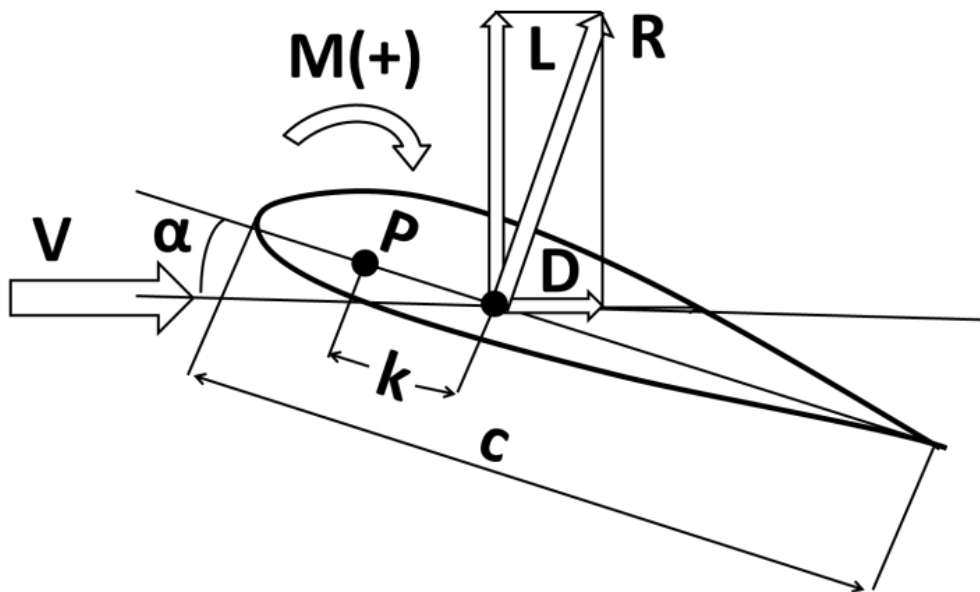


図 2.1.2 空力モーメント

2.1.3 安定性

巡航時、水平尾翼は下向きの力を受けているが、上向き突風を受けると、上向きの力が追加され、機首下げモーメントを生じ、もとの迎え角へ戻ろうとする。この性質は全機の縦揺れモーメント係数 C_m により変化し、(2.1.3)式と同様の式で考えることができる。

ここで、図 2.1.3 にある機体の $\alpha - C_m$ 線図を示す。今、図示されている直線は迎え角の増加と共に C_m が減少し、迎え角が増加し続けると C_m は負の値になる。 C_m が負の値になるということは頭下げのモーメントが発生するということであり、迎え角が増加して頭上げが進行するのに逆行して頭下げのモーメントが発生することになる。このような状態になることを安定性があると言い、設計において安定性を考慮することは非常に重要である。

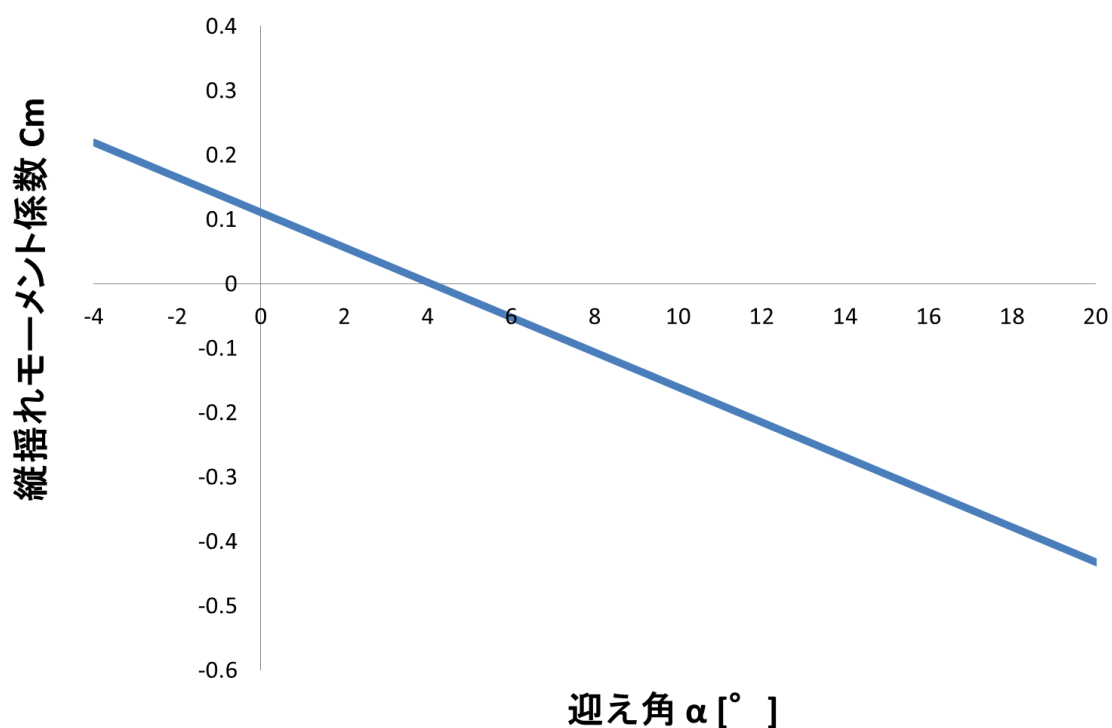


図 2.1.3 $\alpha - C_m$ 線図

2.2 設計

設計製作した機体（試作名称 ML-11）の開発工程を図 2.2.1 に示す。ここでは、そのうちの設計について取り扱う。

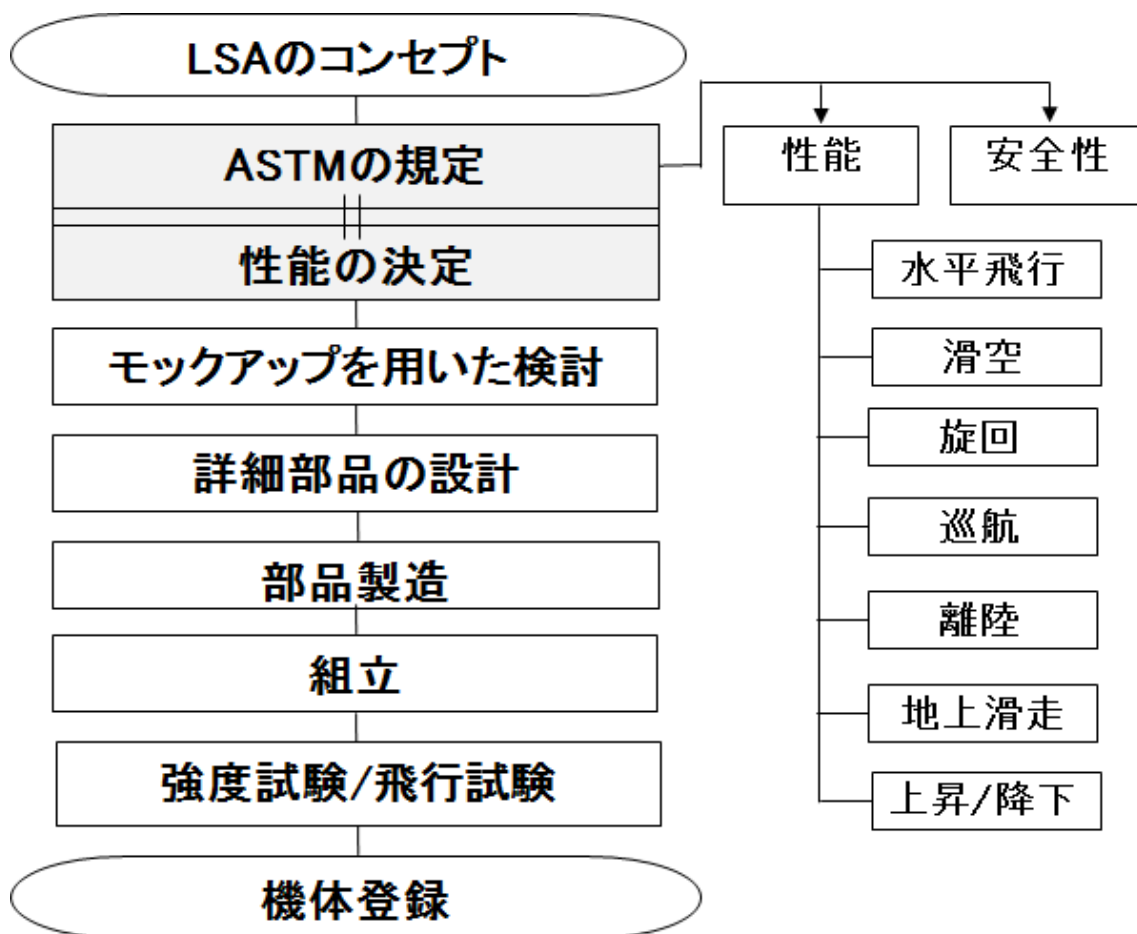


図 2.2.1 LSA 開発の流れ

2.2.1 設計思想

前述のように、LSA カテゴリーは ULP と軽飛行機の中間的な位置づけであるため、ASTM の基準を満たしつつ、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る。

当研究室では、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主な目的として取り組んでいたため、機体はできるだけオーソドックスなものとした。試作機は製造上の理由から A5052 材を主に用いた全金属製とし、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部品点数を減らして強度を確保しつつ作業工程の短縮を図った。また、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、各部の接合は溶接を避け、強度計算が容易で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。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。

2.2.1 概念設計

(1) 最大離陸重量の見積もり

最大離陸重量は、乗員・手荷物・搭載燃料の重量の合計である搭載量と、機体構造・エンジン・固定装備の重量の合計である空虚重量の和である。

乗員は1人当たり72kgとして2人分で144kg、手荷物は1人当たり5kgとして10kg、搭載燃料(密度:0.75kg/m³)は50lとして37.5kgなので、搭載量は192kgとする。

搭載量は最大離陸重量の40%とすることができるので、空虚重量は288kgとする。

よって、最大離陸重量は480kgとする。

(2) 形態・形状寸法の決定

①胴体

図2.2.2に示す前部胴体周辺の原寸大モックアップを製作し、コックピットに大人2人が多少の余裕をもって座れる寸法を測定した結果、前部胴体の横幅は1.1mとなった。また、このモックアップは操縦席周りの部品配置の検討にも用いた。



図 2.2.2 前部胴体モックアップ

②主翼

a) 上下配置

主翼の上下配置としては、胴体の上方に配置する高翼、胴体の中央部に配置する中翼、そして胴体の下方に配置する低翼の3種類の配置方法がある⁶⁾。今回は、中央翼に乗員が座ることでコックピットのまわりの構造を比較的簡単にしたいので、座席を確保できる低翼を採用する。

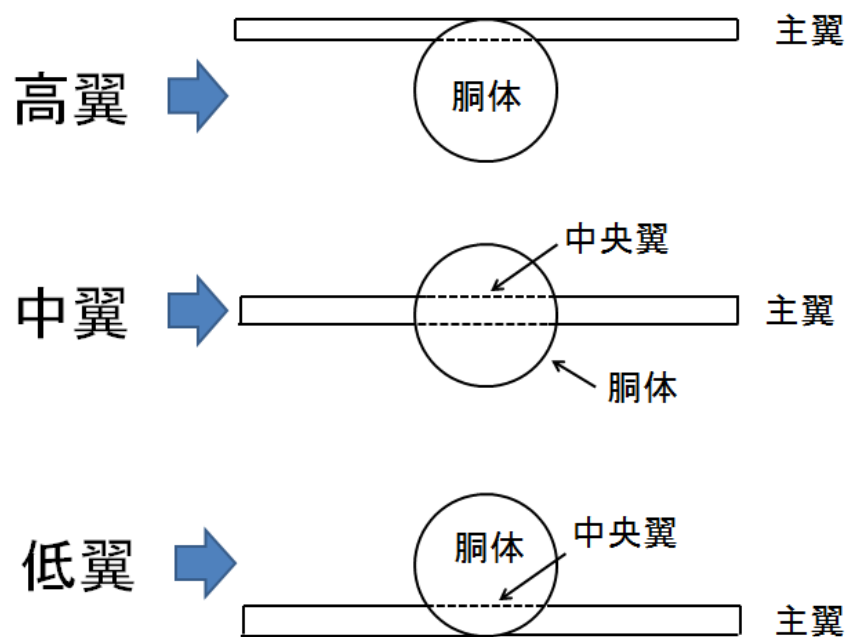


図 2.2.3 主翼の上下配置

b) 翼型

航空機に使用される代表的な翼型として、NACA(現在の NASA の前身)翼型があり、現在でも使用されている翼型である。NACA 翼型は翼の特性を表すいくつかの数値の組み合わせで定義され、その定義の違いによって異なるシリーズに分類されている⁶⁾。シリーズには NACA4 桁翼型、NACA5 桁翼型、NACA 層流(6 字系列)翼型があり、今回は翼型表面が多少荒れていても翼型の性能にあまり大きな違いを見せず、急激な失速もない NACA4 桁翼型を採用する。その中から、抵抗は小さくないが失速特性がほどよく、翼厚も十分に確保でき、下面の平面部分が大きく製造が容易であることから NACA4416 を選択する。

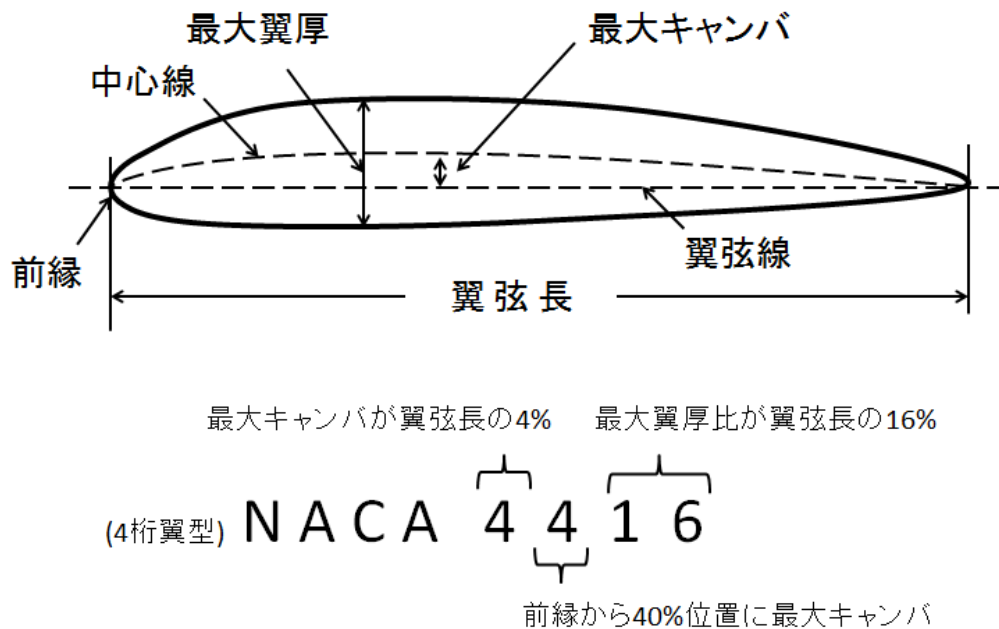


図 2.2.4 翼型各部の名称と特徴

c) 平面形

主翼の平面形は、翼を真上から見た形状のことである。代表的な平面形としては、矩形翼、楕円翼、テーパー翼、前進翼、後退翼、三角翼があり、今回は製作の簡易化のために矩形翼を採用する。



矩形翼



楕円翼



テーパー翼



前進翼



後退翼



三角翼

図 2.2.5 主翼平面形の種類

d) アスペクト比（翼幅、翼弦長）

矩形翼において、主翼幅を翼弦長で除した値をアスペクト比という。空力的にはアスペクト比が大きければ主翼に働く抵抗は低下する。このためアスペクト比は、なるべく大きな値をとることが望ましい。ただし、構造的にはアスペクト比が大きいと構造強度が低下してしまう。空力と構造の相反する要求を満たすために通常 5～15 の値が用いられるが、上記の理由ならびに製造上、コスト上の理由もあり、小型の軽飛行機では比較的小さいアスペクト比 5.5～8 が選ばれる⁶⁾。

今回は、製造上の理由から方翼の幅を 3.6m とするので、胴体の横幅 1.1m と合わせて、主翼幅は 8.3m とする。また、アスペクト比は 5.5～8 の間をとり 6.5 と考えて翼弦長を計算すると 1.28m となるので、端数を切って 1.3m とする。主翼幅 8.3m、翼弦長 1.3m を用いてアスペクト比と主翼面積を次式で計算する。

$$A = \frac{b}{c} \quad (2.2.1)$$

$$S = bc \quad (2.2.2)$$

ただし、

A：アスペクト比

S：主翼面積[m²]

b：主翼幅[m]

c：翼弦長[m]

アスペクト比は 6.38 となり、主翼面積は 10.79m² となる。

e) 上半角

上半角は、横方向の安定のために付けられるものであり、低翼機では $5\sim 7^\circ$ 程度の値をとる⁶⁾。今回はより高い安定性のために 6.5° とする。

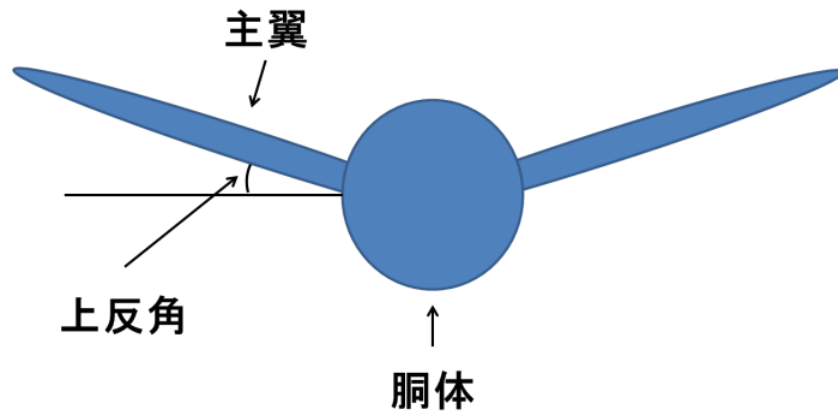


図 2.2.6 上半角

f) 胴体付け角⁶⁾

設計揚力係数で飛行しているとき、主翼は設計揚力を出せるような迎え角で飛行する必要がある。このとき、主翼の胴体取付け角が零であると、胴体の主翼と同様な角度をとってしまい、巡航時に乗員が常に傾斜した床面に着座することになってしまうことになる。また、胴体自体が不必要な抵抗を発生してしまうことがあるので、巡航中に胴体の床面ができるだけ水平になるように主翼を胴体に取り付ける必要があり、このときの角度が胴体取付け角という。今回、取付け角は 4° とする。

g) フラップ⁶⁾

離着陸時に使用する空力デバイスがフラップである。離陸時に主翼の揚力係数を通常よりも高くすることができれば地上滑走時に機体を特に高速にまで加速せずに浮揚することができ、結果的に離陸に必要な滑走路長を短くできる。また、着陸時には主翼の揚力係数を高めることによって、失速速度を低下させることができ、滑走路への設置時の機速を遅くでき、着陸に必要な滑走路長を短くすることができる。種類には、単純(プレーン)フラップ、スプリットフラップ、隙間(シングルロッテッド)フラップ、2重隙間(ダブルスロッテッド)フラップ、ファウラーフラップとあり、今回は隙間フラップを採用する。

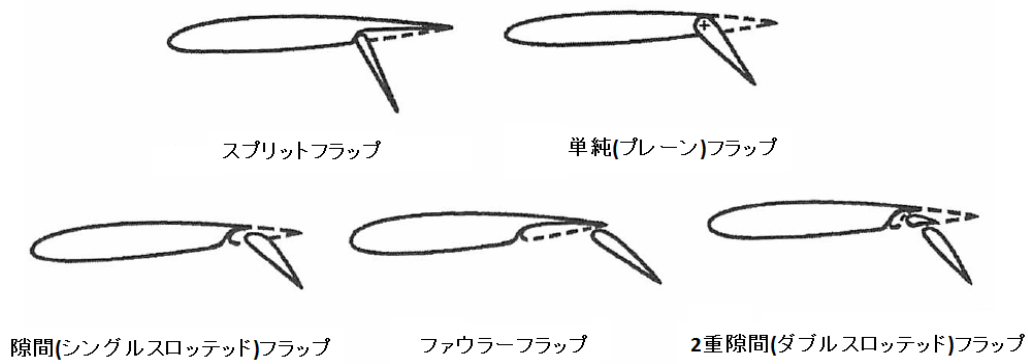


図 2.2.7 各種フラップ

隙間フラップは、単純フラップ上で生じる流れの剥離を防止し、フラップ効果をより高めるためのフラップである。フラップを収納しているときは翼本体とフラップは一体化しているが、フラップを降ろすと翼本体と後縁フラップの間に隙間ができる機構になっている。翼上面は下面に比べて静圧が低いために、この隙間を通じて下面から上面に向かって気流が発生する。この隙間の形状を適切に設計することによって下面から上面に上がってきた流れをフラップ上面に沿って流れるようにすれば、フラップ上面に発生する境界層流れにエネルギーを与えることができ、境界層流れは剥離しにくくなる。これによって単純フラップよりもより高い効果が得られる。

③水平尾翼

水平尾翼の配置は、主翼配置と同様に、低翼、中翼、高翼とある。低翼配置は垂直尾翼の下の胴体に配置する方法であり、最も一般的である。中翼配置は垂直尾翼の半ばから水平尾翼を配置する方法である。高翼配置は T-tail のことである⁶⁾。今回は、構造強度面的に妥当である低翼配置を採用する。



図 2.2.8 水平尾翼配置

また、水平尾翼に関わる計算式には次式が重要となってくる。

$$V_H = \frac{l_H S_H}{c S_W} \quad (2.2.3)$$

ただし、

V_H ：水平尾翼容積

l_H ：水平尾翼空力中地心位置と全機重心位置の距離

S_H ：水平尾翼面積

c ：主翼弦長

S_W ：主翼面積

l_H は機体全長の半分程度になる⁶⁾ので、機体全長を 7m と考え、3.5m とする。単発プロペラ機の V_H は 0.7 程度になることが一般的であり、その値を用い逆算し、水平尾翼面積を 2.8 m² としておく。水平尾翼の翼幅を他の機体を参考にして 0.95m(翼根側 1.2m、翼端側 0.7m)とし、水平尾翼の翼弦長を計算すると 2.95m となるので、端数を切って 3m とする。水平尾翼の翼幅を 0.95m、翼弦長を 3m として水平尾翼面積を計算すると 2.85m² となる。

④垂直尾翼

垂直尾翼は、一般的な 1 枚の翼で構成されるものとなる。

水平尾翼と同様、翼長と翼幅の決定には他の機体を参考とし、同時に幾何学的に適切な値を選択するようにする。今回は、垂直尾翼の翼長 1.32m、翼幅 1.075m(翼根側 1.45m、翼端側 0.7m)として、垂直尾翼面積は 1.42m^2 となる。

⑤脚配置

脚には大きく分けて前輪式と尾輪式がある。前輪式は胴体中央部に主輪一組を、胴体の前部に前輪を配置させる方法であり、最も一般的な脚配置である。尾輪式は前輪配置とは逆に、胴体の尾部に簡単な構造の尾輪を取り付ける方式である⁶⁾。今回は利用しやすい前輪式を採用する。



前輪式

尾輪式

図 2.2.9 脚配置

⑥エンジン配置

ASTM の制限事項としてエンジンは単発に限るので、エンジン配置は機首部分に限られる。

(3) 空力特性推算

ここでは、性能計算を行う前段階として、空力解析の方法を用いて特性を詳細に推算する。

① 揚力推算

巡航状態における設計機体の揚力係数 C_L - 迎え角 α 曲線の算出を行う。翼型のみ(2次元翼)での特性を調べ、推算を加え全機(3次元翼)の C_L - α 曲線を作ることとなる。具体的には、最大揚力係数 C_{Lmax} 、零揚力角 α_0 、最大揚力を実現する迎え角(失速迎え角) α_{max} を NASA による NACA4416 翼型の特性をまとめた資料⁷⁾を参考に求めることで、曲線のおおよその形状を描く。

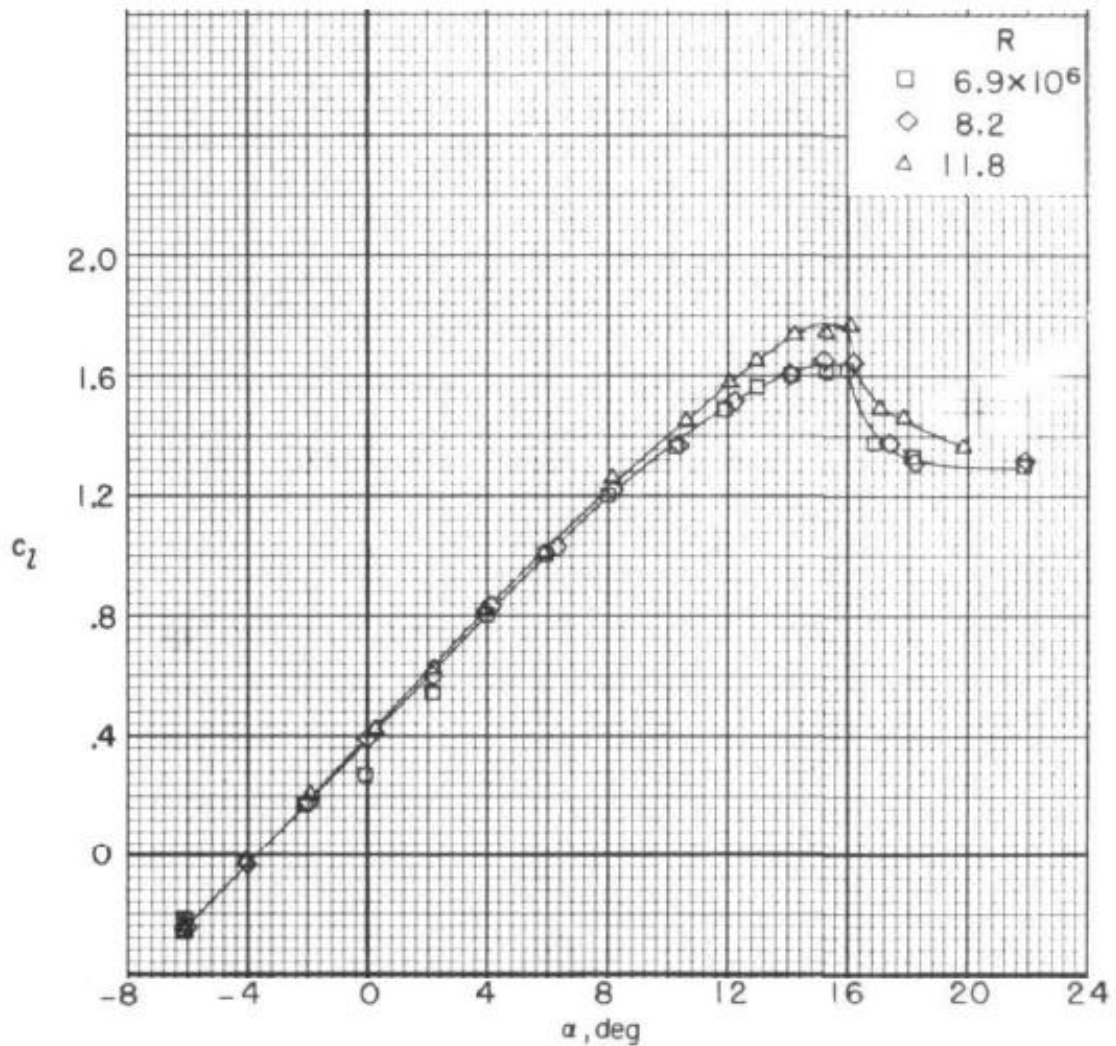


図 2.2.10 NACA4416 の 2 次元翼 C_L - α 線図

C_{Lmax} は、2次元翼では 1.8 程度の値を示す。3次元翼では通常 2次元翼の 90% 程度であり、今回は 1.6 とする。この値は、実機へ適用できる実際値として推算に用いられる値であることも知られている。

α_0 は、2次元翼では -4° 程度となっている。3次元翼にする場合には、迎え角には吹下し角 $\Delta\alpha$ と呼ばれるものが加わることになるが、 α_0 では $\Delta\alpha$ は発生しないので 2次元翼のときの -4° を 3次元翼でも用いることとする。

α_{max} は、2次元翼では 16° 程度となっていて、3次元翼にするために $\Delta\alpha$ を加える。 $\Delta\alpha$ は、

$$\Delta\alpha = \frac{C_L}{\pi A} \quad (2.2.4)$$

で求めることができる。ここで、 $C_L=1.6$ 、アスペクト比 $A=6.38$ とする。計算すると $\Delta\alpha$ は 4.6° となるので、 α_{max} は 20.6° となる。

上記の推算によって求めた値を用い、 α_{max} 付近をなめらかになるようにして 3次元翼の $C_L-\alpha$ 線図を描く。

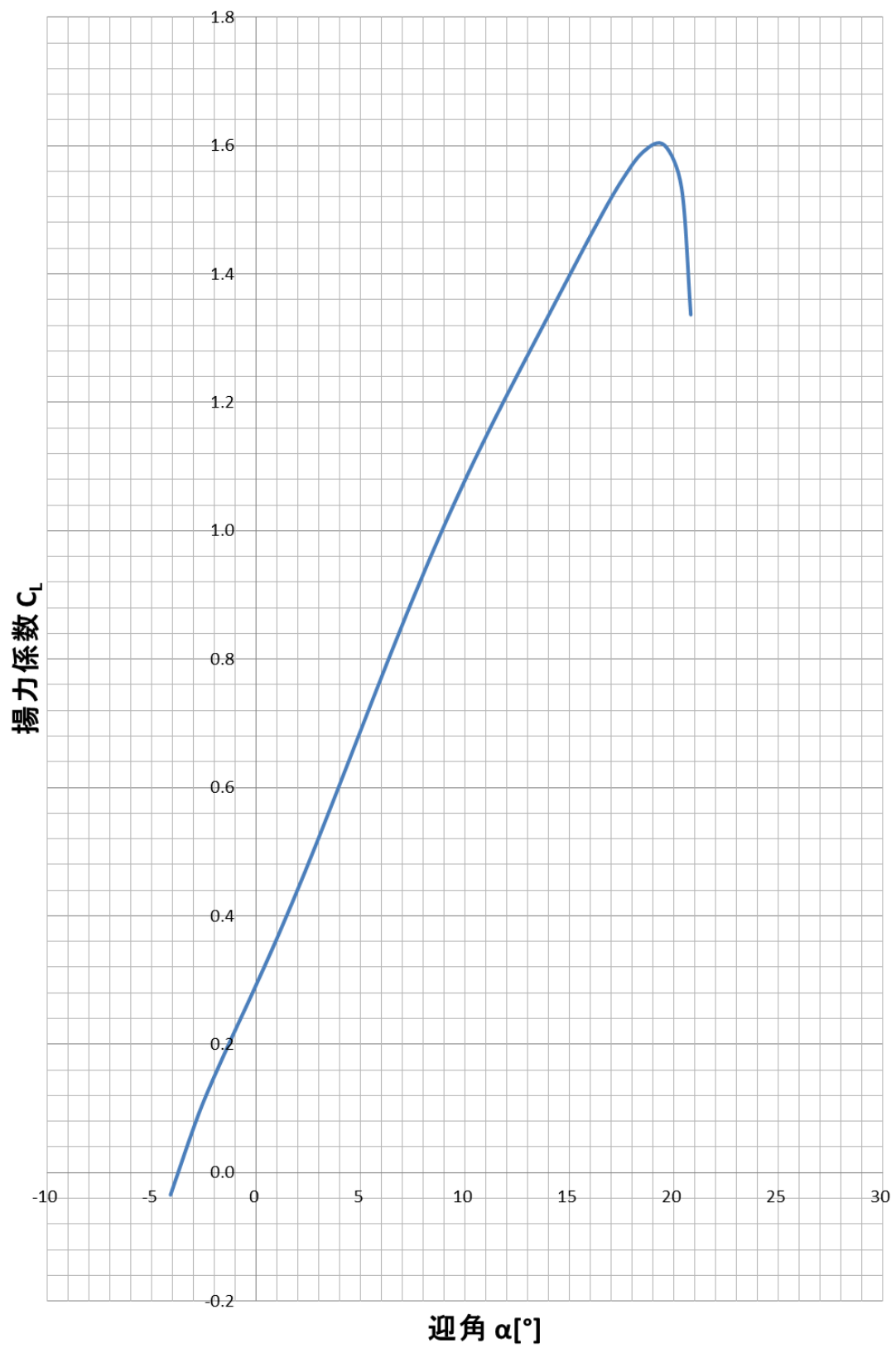


図 2.2.11 3次元翼の C_L - α 線図

迎え角に対する揚力係数の増加率(揚力傾斜) a_w は、

$$a_w = \frac{2\pi}{1+2/A} \frac{\pi}{180} \quad (2.2.5)$$

で、推算することができ、 $a_w = 0.08$ になる。推算によって描いた C_L - α 線図から揚力傾斜を求めると、 $\alpha = -4[^\circ]$ で $C_L = 0$ 、 $\alpha = 9[^\circ]$ で $C_L = 1.0$ なので、 $a_w = 0.077$ となり、ほぼ推算値 0.08 と等しいことが分かる。よって、描いた C_L - α 線図が妥当であると判断する。

同様に、フラップ下げのときの揚力特性も求めておく。

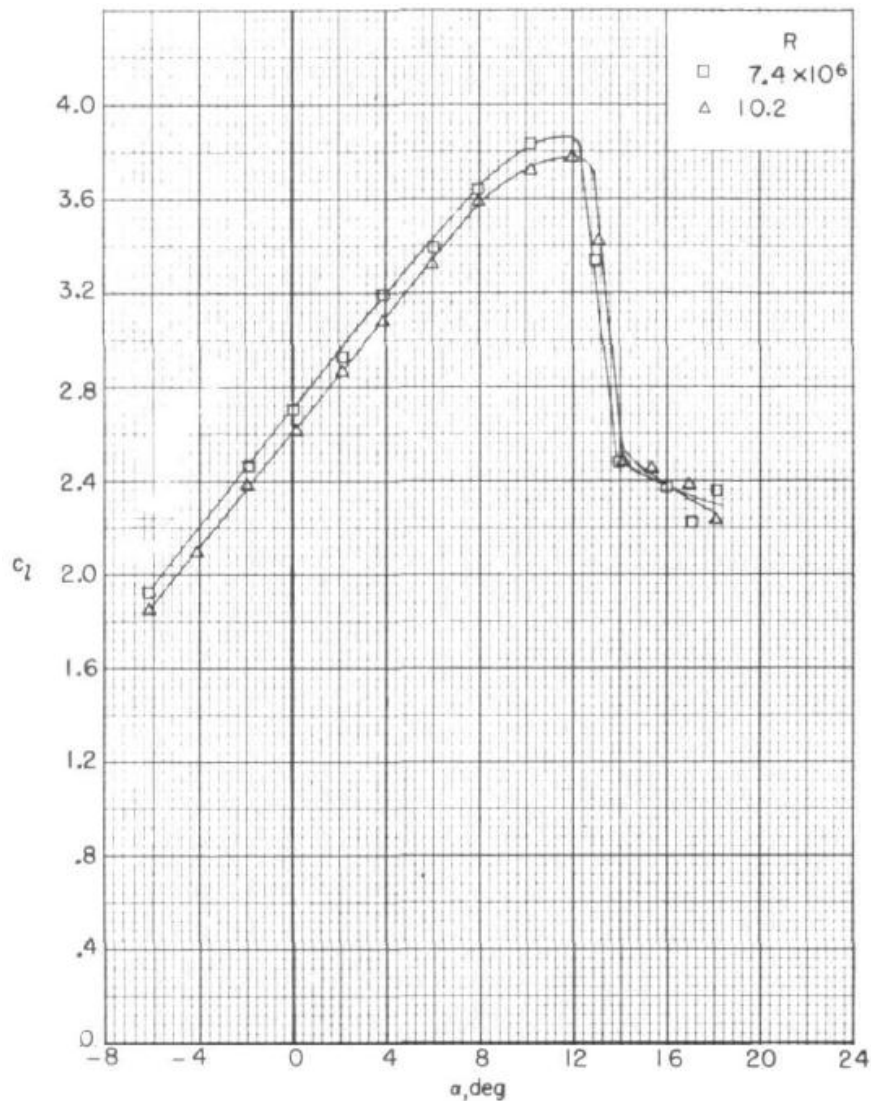


図 2.2.12 NACA4416 の 2 次元翼 C_L - α 線図(フラップ下げ)

2 次元翼でのフラップ下げ最大揚力係数は 3.7 程度となっていて、3 次元翼では 2 次元翼での 80%とするので、3 次元翼でのフラップ下げ最大揚力係数 $C_{Lfmax} = 2.96$ とする。

α_{max} は 2 次元翼では 12° であり、3 次元翼にすると $\angle \alpha = 8.5[^\circ]$ を考慮して $\alpha_{max} = 20.5[^\circ]$ となる。

また、2 次元翼で $\alpha=0[^\circ]$ のとき $C_L=2.6$ 、 $\alpha=4[^\circ]$ のとき $C_L=3.0$ なので、この 2 点でも C_L を 80%にすることと吹下し角を考慮すると、 $\alpha=5.9[^\circ]$ のとき $C_L=2.1$ 、 $\alpha=10.9[^\circ]$ のとき $C_L=2.4$ となる。

上記の推算によって求めた値を用い、 α_{max} 付近をなめらかになるようにしてフラップ下げでの 3 次元翼 C_L - α 線図を描く。

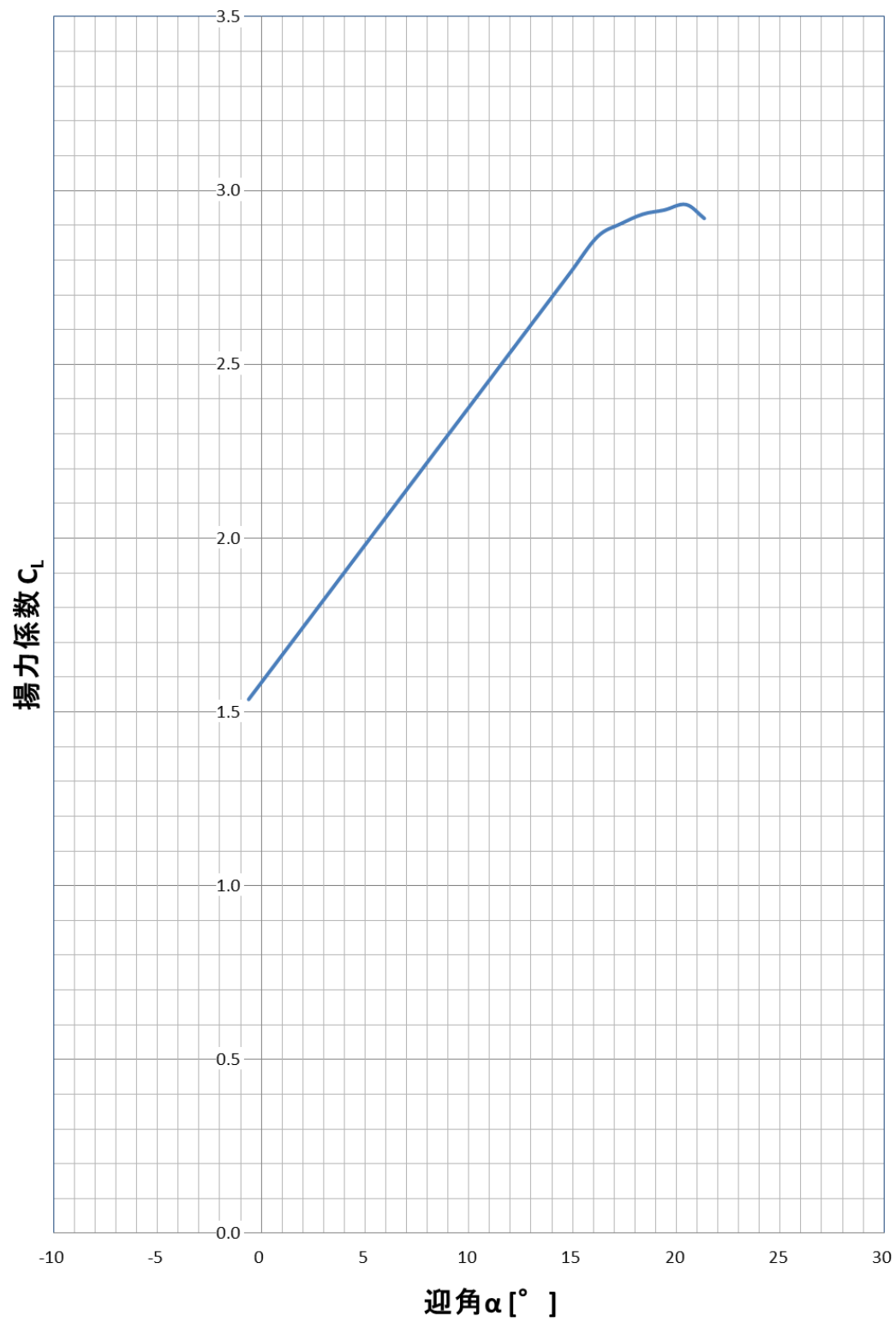


図 2.2.13 3次元翼の C_L - α 線図(フラップ下げ)

②抗力推算

巡航状態における設計機体の揚力係数 C_D - 迎え角 α 曲線の算出を行う。翼型のみ(2次元翼)での特性を調べ、推算を加え全機の C_D - α 曲線を作ることとなる。

全機の抗力係数 C_D は、2次元翼での最小抗力係数 C_{D0} と、3次元翼にする際の誘導抗力係数および胴体や尾翼などによる有害抗力係数をまとめて推算した抗力係数 C_{Di} の和で表される。

$$C_D = C_{D0} + C'_{Di} \quad (2.2.6)$$

C_{D0} は NASA の資料に載っていないので、今回は翼型解析プログラム (Java-Foil) で求めて、図 2.2.14 のようになる。

C_{Di} は以下の式から求める。

$$C'_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A} + 0.03 \quad (2.2.7)$$

上記の式の右辺第 2 項の 0.03 という値は、パイパーチェロキー180 の有害抗力推算⁸⁾を参考にして求めた値である。

図 2.2.14 の C_{D0} の値と C_{Di} の計算によって、全機の C_D - α 線図を描き、図 2.2.15 に示す。

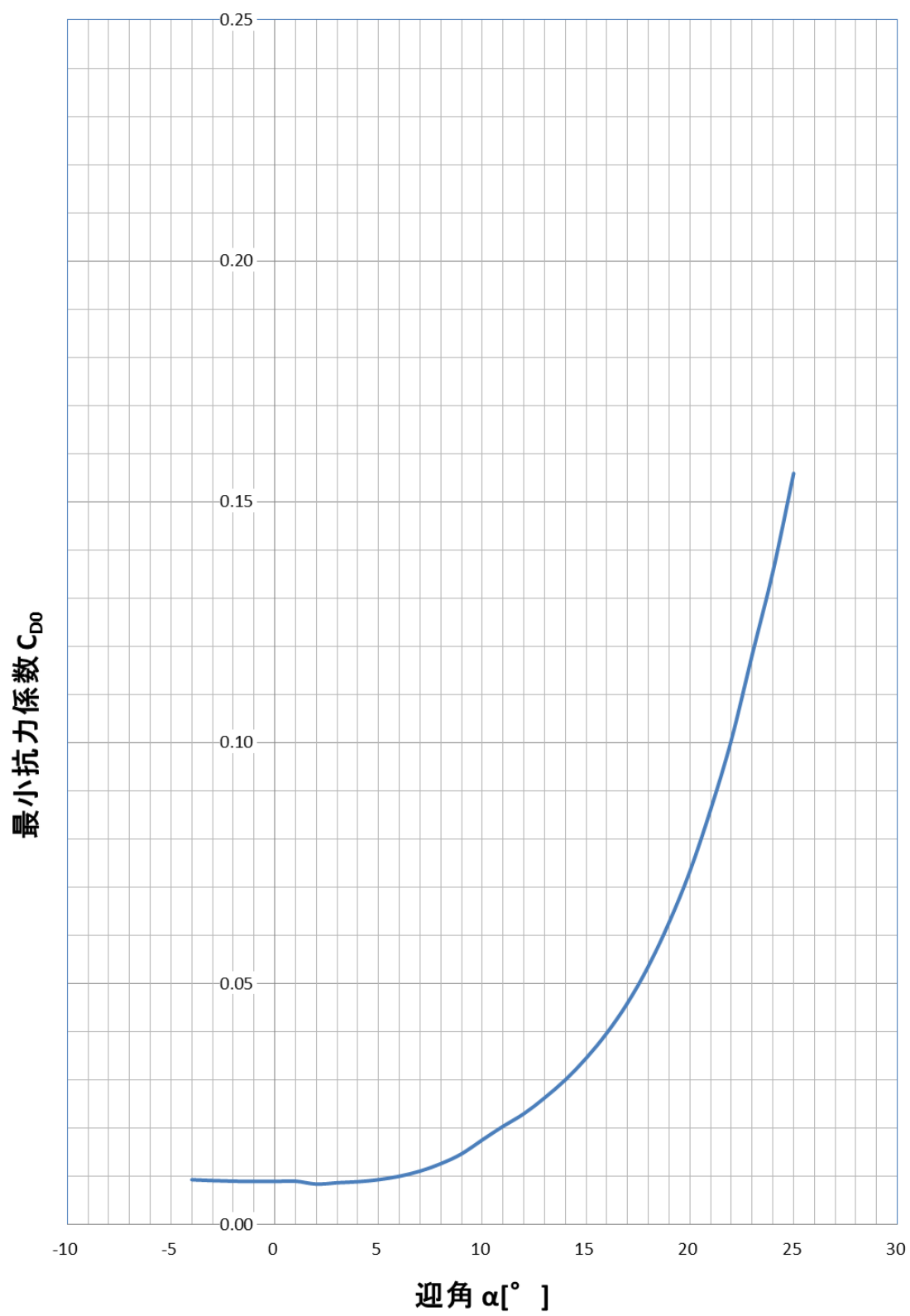


図 2.2.14 C_{D0} - α 線図

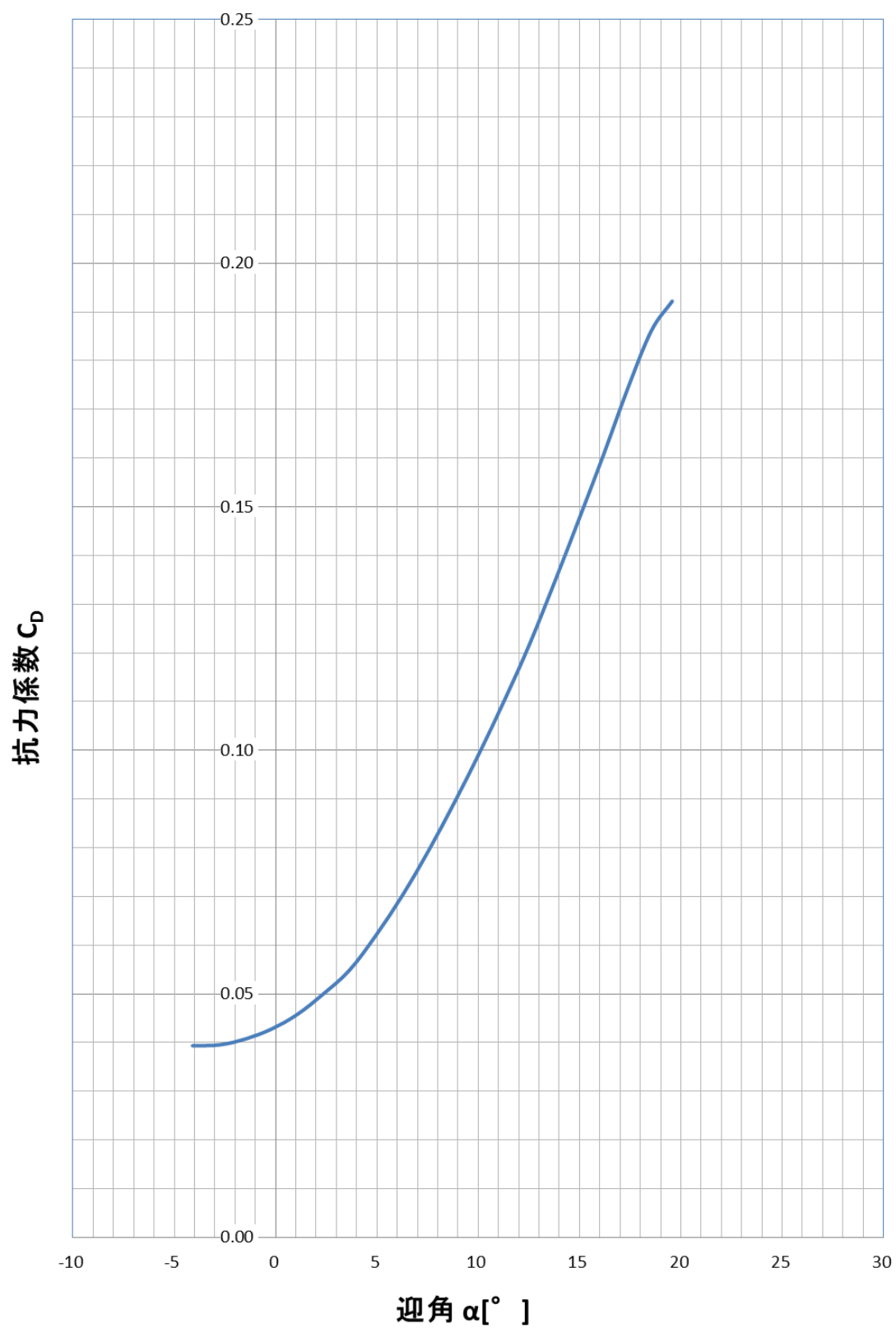


図 2.2.15 全機の C_D - α 線図

④性能計算

ここでは、LSA の制限事項である失速速度と超過禁止速度をクリアできているのかの確認と、LSA は未舗装の短い滑走路での離着陸が前提となっているため、離着陸性能の確認も行う。

(1) 失速速度

失速速度 V_s は次式によって求める。

$$V_s = \sqrt{\frac{2L}{\rho C_{Lmax} S}} \quad (2.2.8)$$

ここで、 $L=480[\text{kgf}]$ 、 $\rho=0.125[\text{kgf} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4]$ 、 $C_{Lmax}=1.6$ 、 $S=10.79[\text{m}^2]$ とする。
計算すると、 $V_s = 75.9[\text{km/h}] = 39.1[\text{kt}]$ になるので、制限失速速度 45kt より遅い速度で失速することがわかる。よって失速速度の制限はクリアしている。

(2) 水平最大速度

水平最大速度 V_{max} は、利用馬力曲線と必要馬力曲線の交点にあたる速度である。

利用馬力 TV は次式によって求める。

$$TV = \eta_p HP \quad (2.2.9)$$

ここで、エンジン馬力は LSA に広く用いられる Rotax のエンジンの基本的な値である 80 馬力としておく。また、 η_p はプロペラ効率であり、小型機に用いられる一般的な値を用い、図 2.2.16 のようになる。

必要馬力 DV は次式によって求める。

$$DV = \frac{1}{2} \rho v^3 C_D S \cdot \frac{1}{75} \quad (2.2.10)$$

ここで、 $\rho=0.125[\text{kgf} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4]$ 、 $S=10.79[\text{m}^2]$ とする。

横軸に機体の水平速度をとり、図 2.2.15 の抗力係数の値を用いて、図 2.2.17 に利用馬力と必要馬力の曲線を示す。

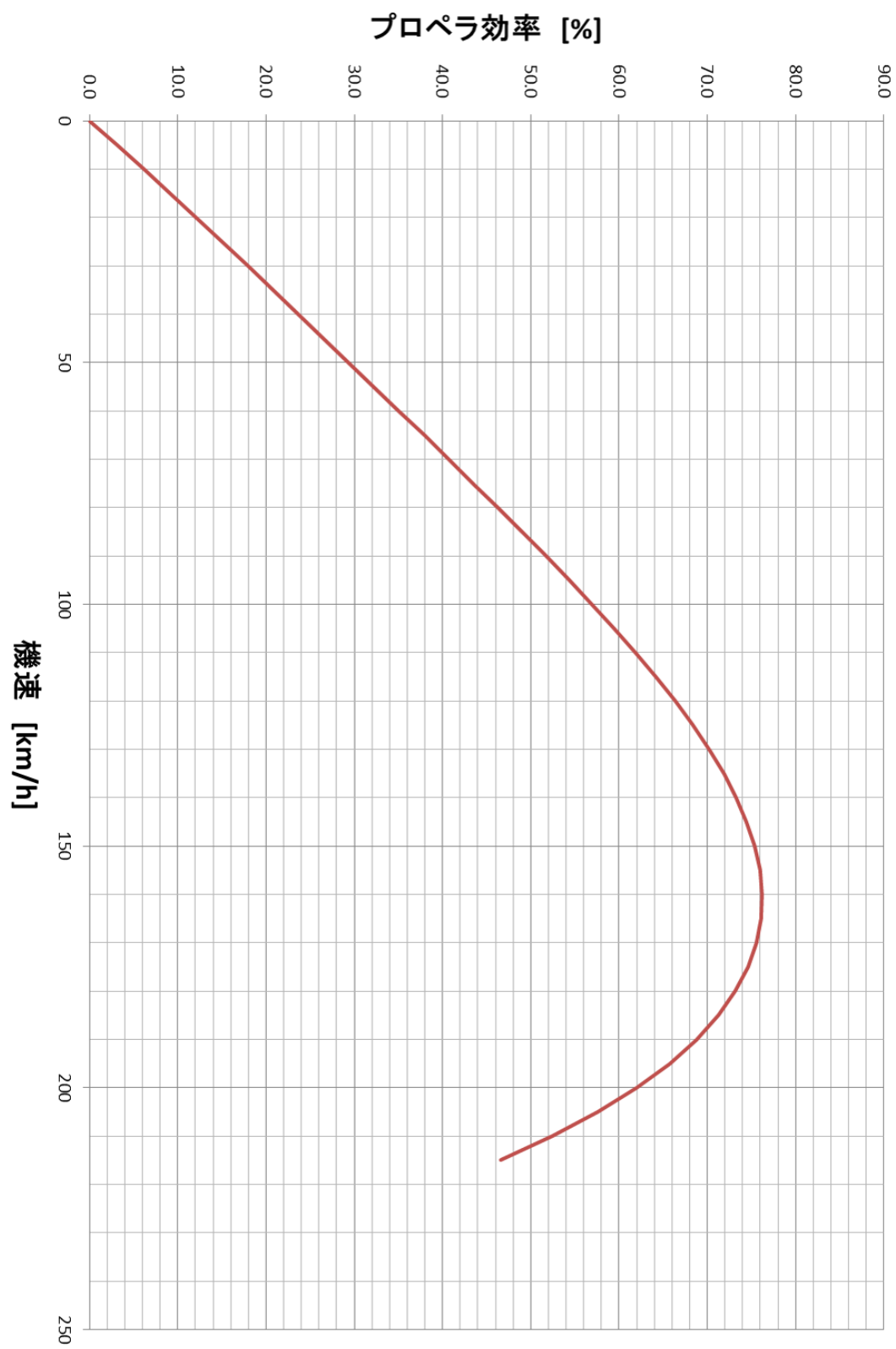


図 2.2.16 プロペラ効率曲線

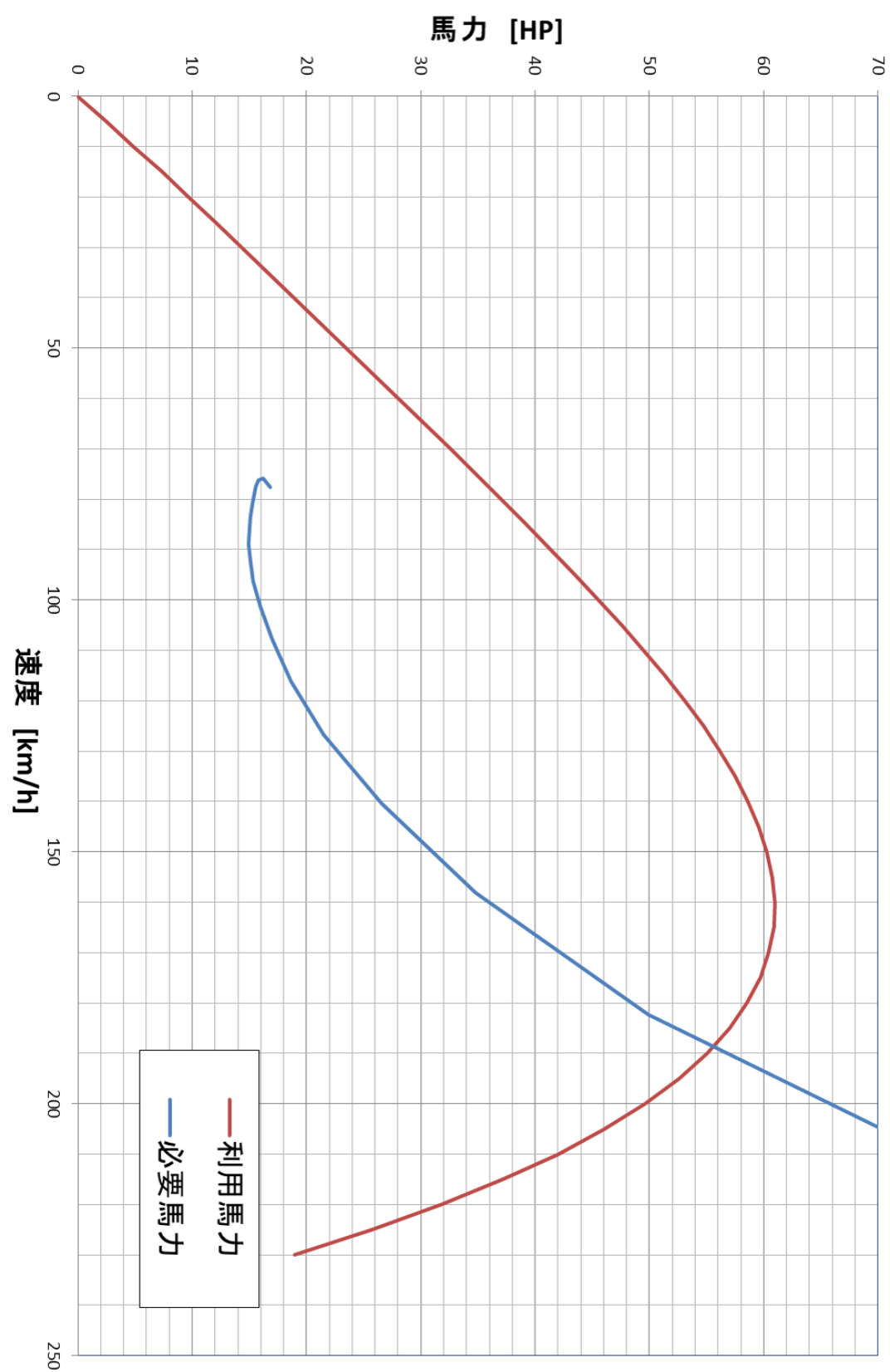


図 2.2.17 利用馬力と必要馬力

利用馬力と必要馬力の交点の時の速度を見ると、188[km/h]=101.5[kt]となるので、 $V_{\max}$ は超過禁止速度 120kt を超えていない。よって最大速度の制限はクリアしている。また、80 馬力のエンジンを選定することが妥当であることが分かる。

(3) 離着陸距離

a) 離陸距離

離陸距離は以下の方法を用いて計算し、滑走路がコンクリートの場合 233m、硬い芝生の場合 252m となる。

離陸距離 S_T = 地上滑走距離 S_g + 空中加速距離 S_{A1} + 離陸上昇距離 S_{A2}

S_g 、 S_{A1} 、 S_{A2} はそれぞれ(2.2.11)～(2.2.13)式に示す。

$$S_g = \frac{V_T^2}{2g\left(\frac{T}{W} - \mu\right)} \quad (2.2.11)$$

ただし、

離陸速度： $V_T = 1.2V_S$

摩擦係数： $\mu = 0.02$ (コンクリート)

$= 0.05$ (固い芝生)

プロペラ推力： $T = 75\eta\text{HP}/V$

(V_T 時の利用馬力と速度を用いる)

$$S_{A1} = \frac{1}{2g} \frac{V_2^2 - V_T^2}{(T-D)/W} \quad (2.2.12)$$

ただし、

安全離陸速度： $V_2 = 1.25V_S$

プロペラ推力： $T = 75\eta\text{HP}/V$

(離陸速度と安全離陸速度の平均速度： $(V_T + V_2)/2$ の時の利用馬力と速度を用いる)

抗力： D

(離陸速度と安全離陸速度の平均速度： $(V_T + V_2)/2$ の時の抗力係数を用いる)

$$S_{A2} = \frac{Z_{ob}W}{T-D} \quad (2.2.13)$$

ただし、

障害物高さ : $Z_{ob} = 15$ [m]

プロペラ推力 : $T = 75\eta HP/V$

(安全離陸速度 V_2 の時の利用馬力と速度を用いる)

抗力 : D

(安全離陸速度 V_2 の時の抗力係数を用いる)

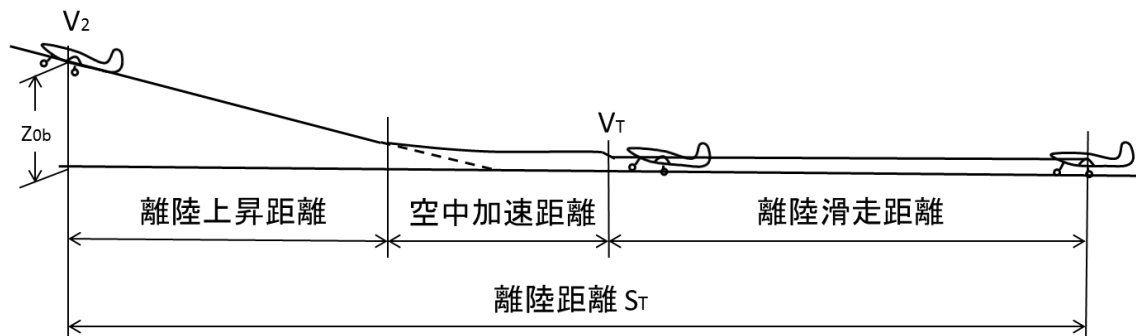


図 2.2.18 離陸距離

b) 着陸距離

着陸距離は以下の方法を用いて計算し、フラップなしで滑走路がコンクリートの場合 428m、硬い芝生の場合 356m となり、フラップありで滑走路がコンクリートの場合 200m、硬い芝生の場合 168m となる。基本的にはフラップを使って着陸するものとする。

着陸性能の計算では、基本的には速度は滑空速度 V_{Glid} を用いる。

$$V_{Glid} = \sqrt{\frac{2L}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}} \quad (2.2.14)$$

また、失速速度 V_S は、フラップなし ($C_{Lmax}=1.6$) とフラップあり ($C_{Lmax}=2.96$) で算出する。

着陸距離 L_T = 滑空距離 L_A + 地上滑走距離 L_g

L_A 、 L_g はそれぞれ(2.2.15)、(2.2.16)式に示す。

$$L_A = \frac{W}{D} \left[\frac{V_{ap}^2 - V_L^2}{2g} + Z_{ob} \right] \quad (2.2.15)$$

ただし、

最終侵入速度： $V_{ap} = 1.2V_S$

接地速度： $V_L = 0.9V_{ap} = 1.08V_S$

障害物高さ： $Z_{ob} = 15$ [m]

抗力： D

(最終侵入速度と接地速度の平均速度： $(V_{ap} + V_L)/2$ の時の抗力係数を用いる)

(フラップありの場合の V_S は抗力係数の決定には一番大きい数値を選択する)

$$L_g = \frac{V_L^2}{g \left(C_D / C_{Lfmax} + \mu' \right)} \quad (2.2.16)$$

ただし、

全機抗力係数： C_D (V_L 時の値を用いる)

(フラップありの場合の V_S は抗力係数の決定には一番大きい数値を選択する)

フラップ下げ最大揚力係数： C_{Lfmax} (今回は 2.96 とする)

摩擦係数： $\mu' = 0.25$ (コンクリート)

$= 0.5$ (固い芝生)

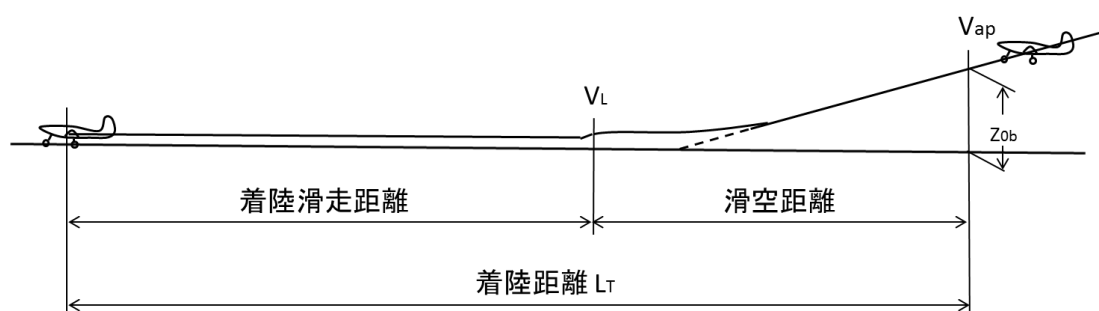


図 2.2.19 着陸距離

離着陸距離ともに 200m 前後と、短い距離となった。LSA の離着陸性能としては十分満足できると考えられる。

⑤安定計算

水平尾翼の取付け角を定め、縦の静安定がとれるのかを確認する。縦の静安定は重心周りの縦揺れモーメント係数によって次式で表される。

$$C_{m_{CG}} = C_{m_{ac}} + \frac{h-h_{ac}}{c} a_w \alpha_w + a_t \left(\alpha_w - \frac{a_w \alpha_w}{\pi A} - i_t' \right) V_t \eta_t \quad (2.2.17)$$

ただし、

$C_{m_{ac}}$: 主翼空力中心まわりの縦揺れモーメント

h_{ac} : 主翼前縁から主翼空力中心までの距離 0.25[m]

a_w : 主翼の揚力傾斜 0.08

a_t : 水平尾翼揚力傾斜 0.07

(2.2.5)式を用いて推算する

i_t' : 空力的な水平尾翼取付け角

主翼取付け角、主翼迎え角が 0 の時の水平尾翼に対する主翼の吹下し角、水平尾翼の構造的な取付け角の和で表される。

(吹下し角の計算には(2.2.4)式を用いる)

水平尾翼の構造的な取付け角を 1°として検討する。

$$i_t' = i_w + \varepsilon_0 + i_t = 4 + 1.7 + 1 = 6.7[^\circ] = 0.117 [\text{rad}]$$

V_t : 水平尾翼容量 0.7

η_t : 水平尾翼位置と一様流におけるそれぞれの位置での動圧比 0.7 とする

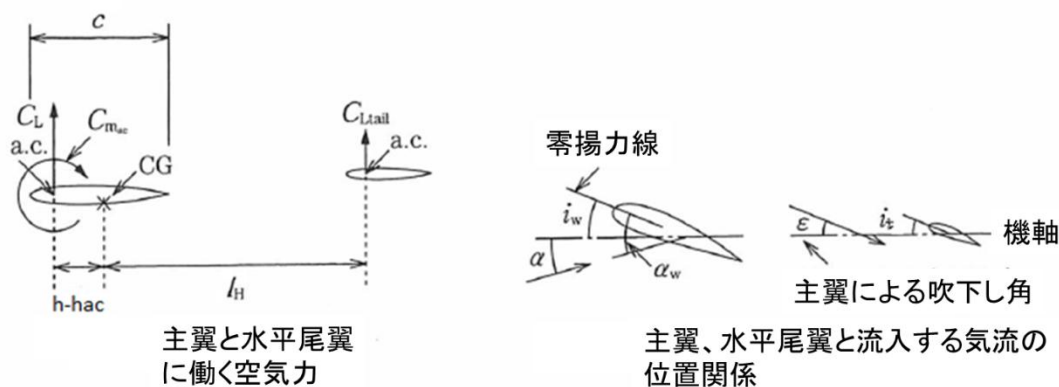


図 2.2.20 安定計算に用いられるパラメータの関係

主翼迎え角 α_w を横軸に取り、主翼翼弦長に対する前縁から全機重心位置までの距離 h を変化させた場合の $C_{m_{CG}}$ を図 2.2.21 に示す。

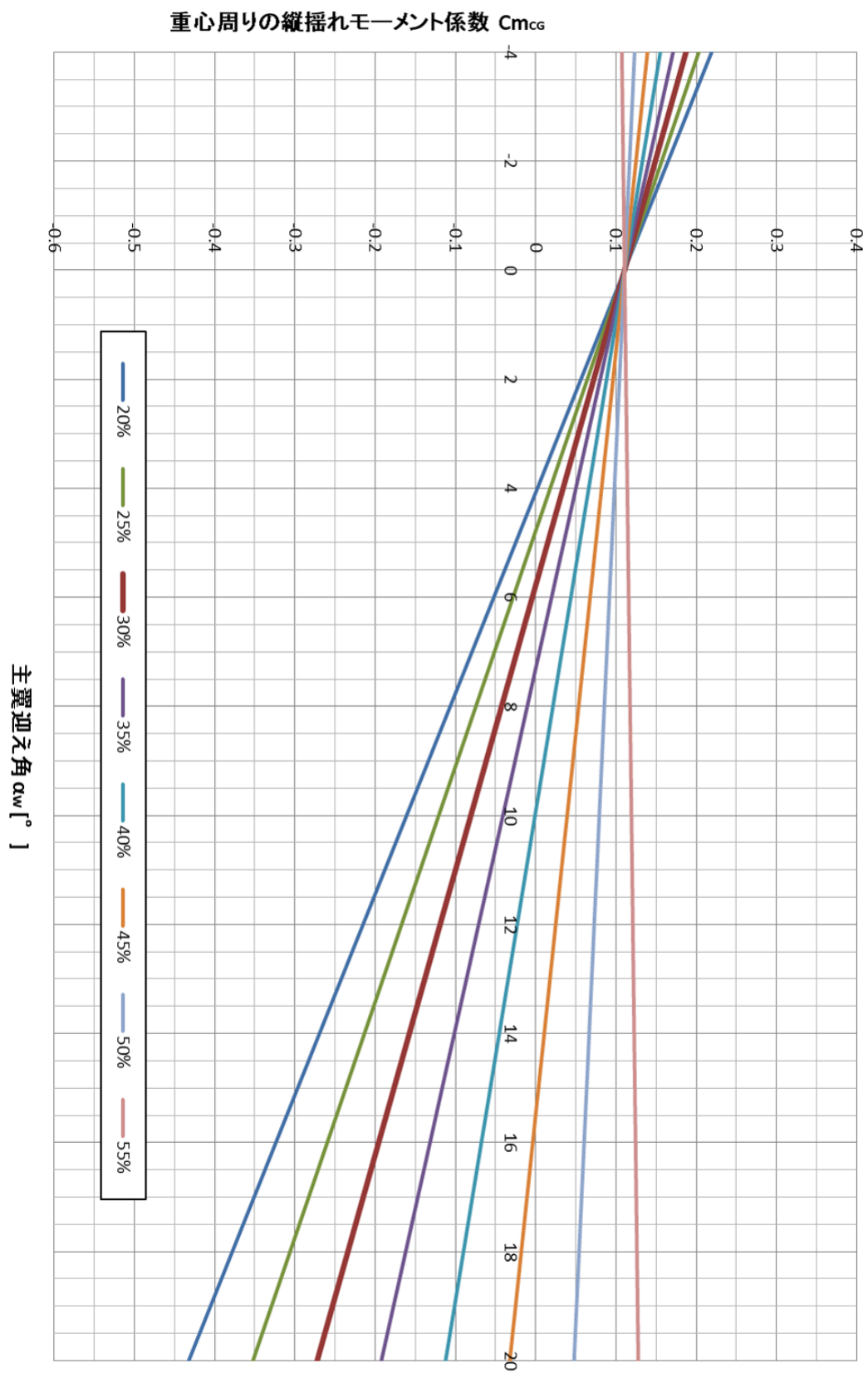


図 2.2.21 重心周りの縦揺れモーメント係数

重心位置が移動しても、55%程度より前なら直線の傾斜が負になることから、安定に向かっていくことが分かる。今回の設計では基本的には 30%位置を想定しているから、重心が移動しても 20~40%の範囲に収まり、縦の静安定は十分にとれると考えられる。

また、この結果から、水平尾翼の取付け角が 1° で妥当だと判断する。

⑥三面図、仕様書

以上の概念設計によって作成した三面図、仕様を下記に示す。

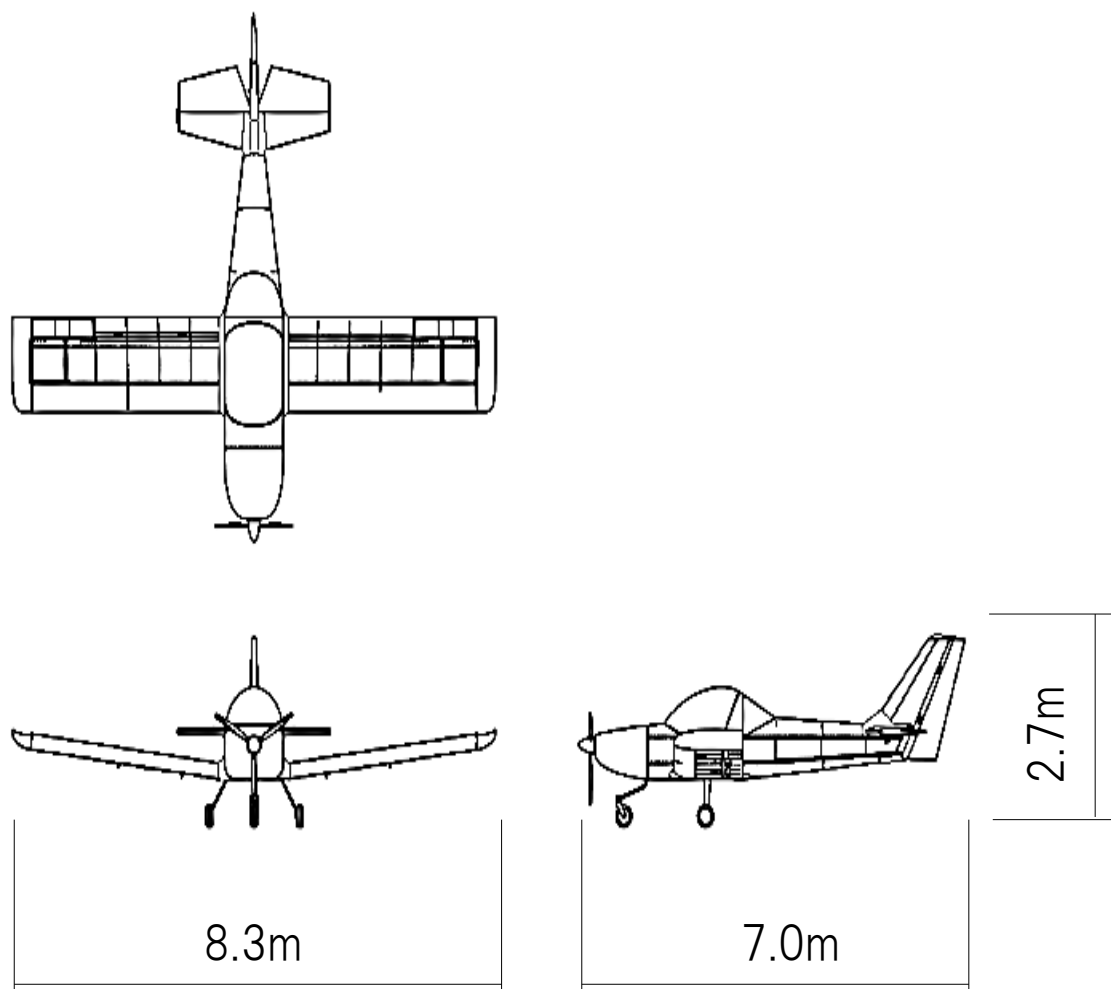


図 2.2.20 ML-11 の三面図

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 V_S ：	76[km/h] (41[kt])
最大出力時の最大水平速度 V_H ：	188[km/h] (101.5[kt])
超過禁止速度 V_{NE} ：	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)

2.2.3 詳細設計

概念設計を基に、図 2.2.21 に示す各部分の詳細設計を行った。ここでは、機体構造や操縦系統に関わる部分の設計を言及する。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。

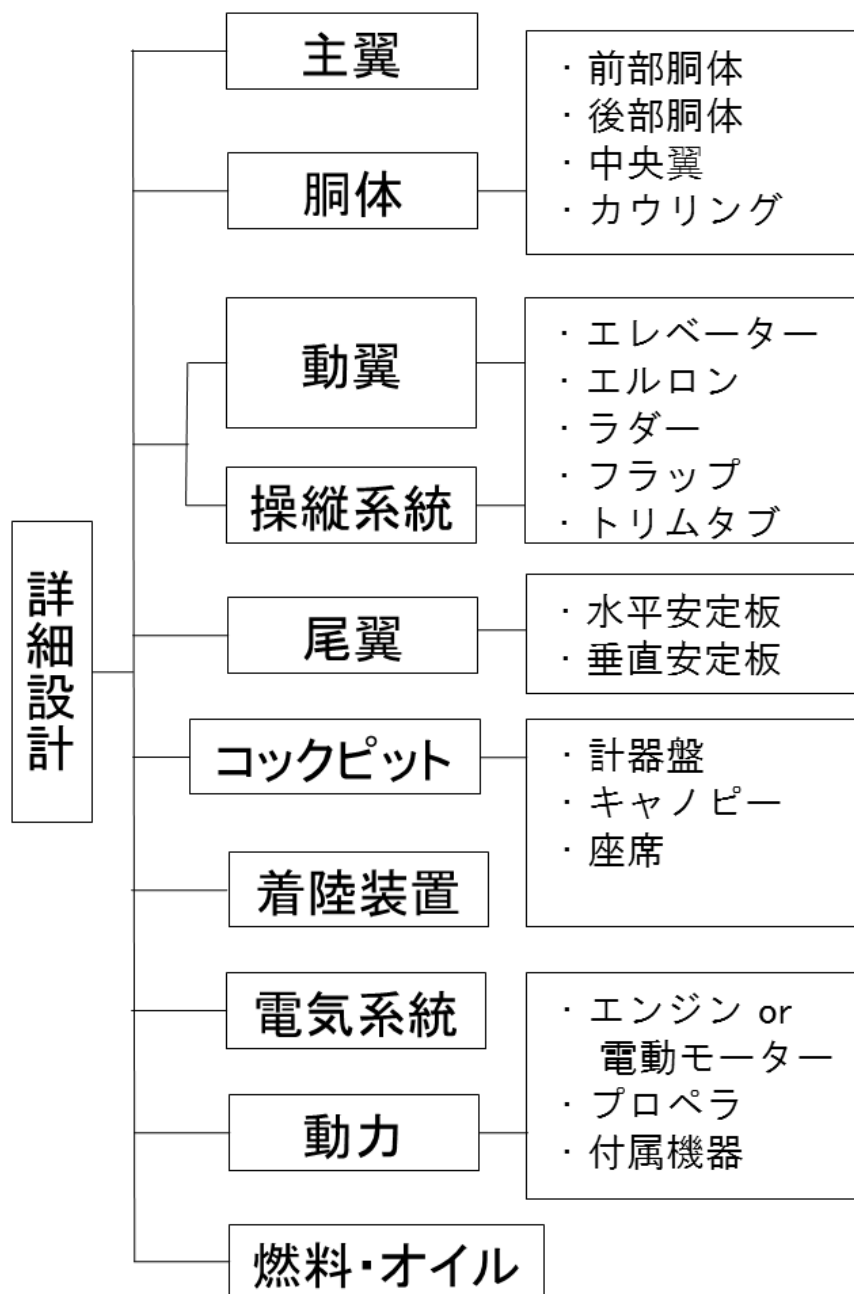


図 2.2.21 部分設計

(1) 主翼



図 2.2.22 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、スキンは 1.5mm と他の機体よりかなり厚い板厚を用いた。ウェブも 2mm と厚めにして、高めの強度になるように設計した。その他、箇条書きで示す。

- ・ リブの曲線部分には、曲げ加工ができないので溶接をした。
- ・ 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ケージ、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ケージを整備などをするための点検口を設けた。
- ・ フラップとエルロンのスキンは 1mm を選定した。

(2) 中央翼

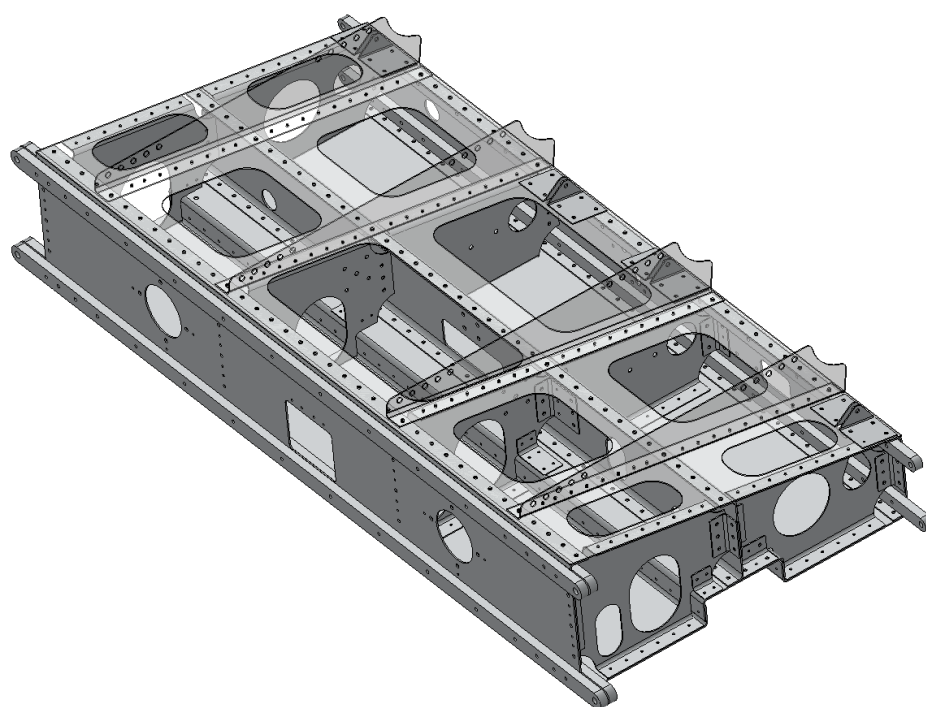


図 2.2.23 中央翼

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。その他、箇条書きで示す。

- ・ 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た。
- ・ 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。

(3) 前部胴体

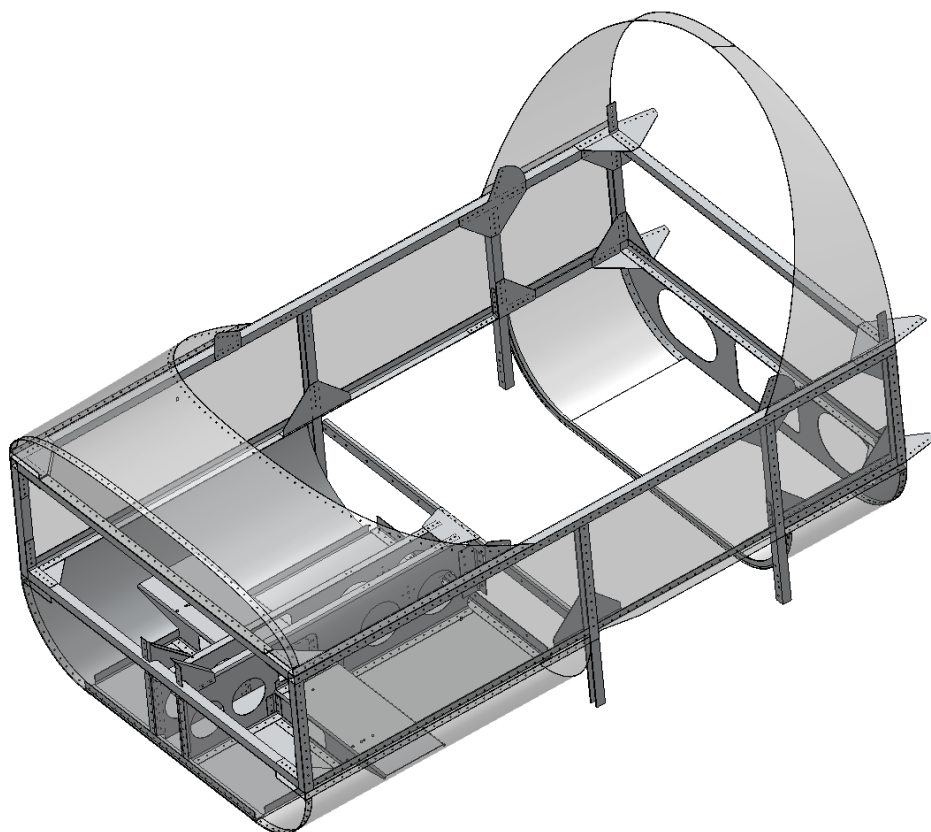


図 2.2.24 前部胴体

1mm 厚のスキンを用いたセミモノコック構造である。その他、箇条書きで示す。

- ・ 2～3mm 程度の厚さのアング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（乗員の足元部分）にセンターキールと呼ばれるパーツがある。ここに、ラダーなどの各種操縦系統パーツが取り付けられる。

(4) 後部胴体

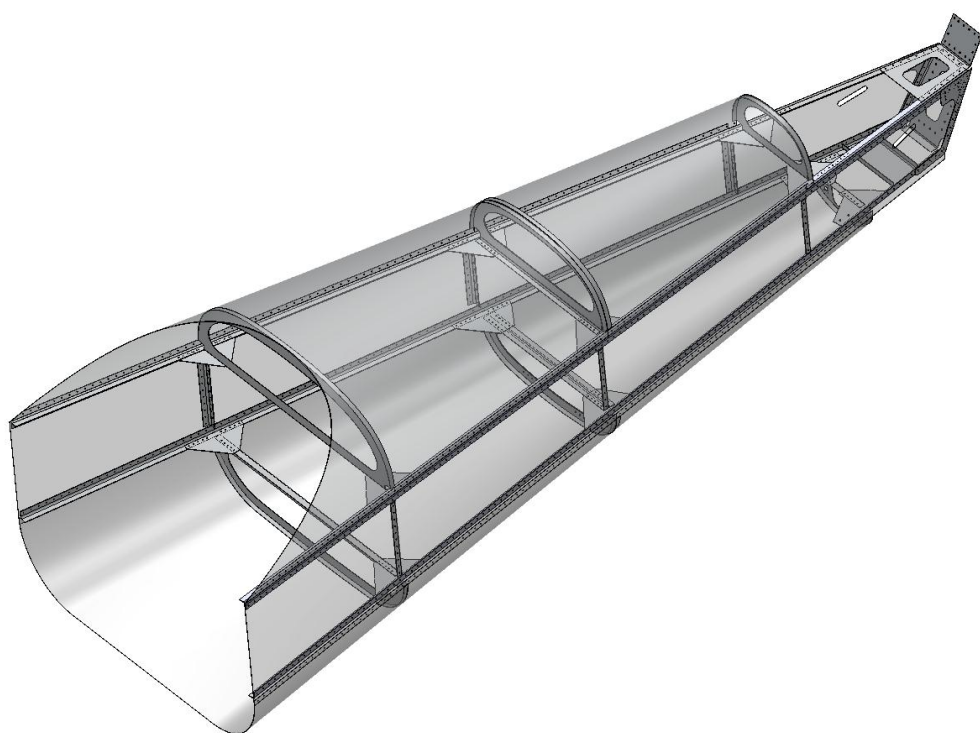


図 2.2.25 後部胴体

前部胴体と同様の強度になるような板厚の選定を行った。その他、箇条書きで示す。

- ・ 水平尾翼、垂直尾翼が取り付けられるので、その部分には特別に高い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

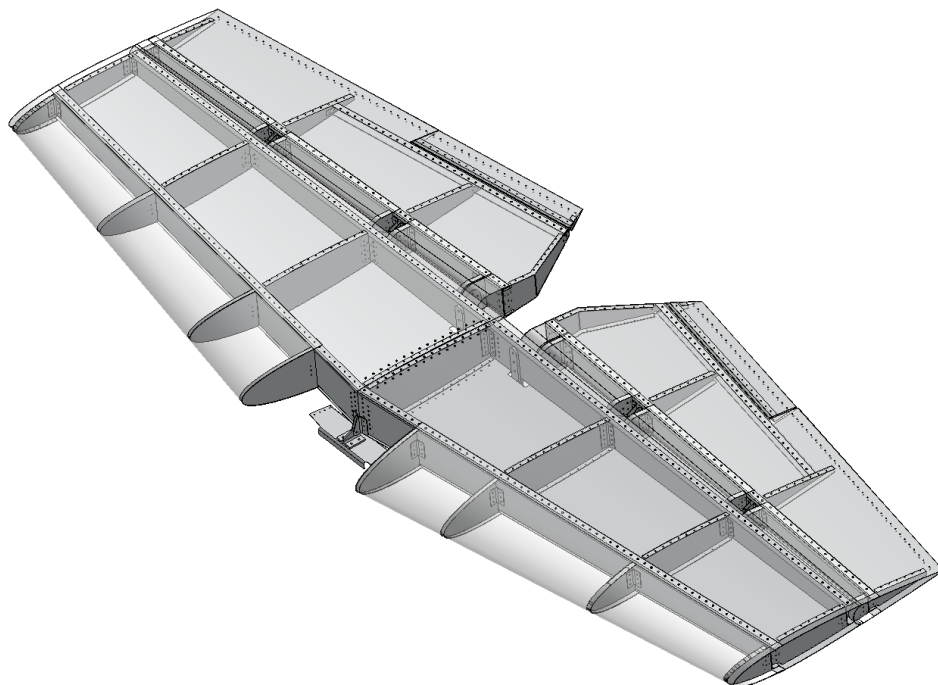


図 2.2.26 水平尾翼

水平安定板とエレベータで構成されている。また、エレベータにはトリムが取り付けられている。その他、箇条書きで示す。

- ・ 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特別な強度を持たせた。
- ・ 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ので、リブの設計には留意した。

(6) 垂直尾翼

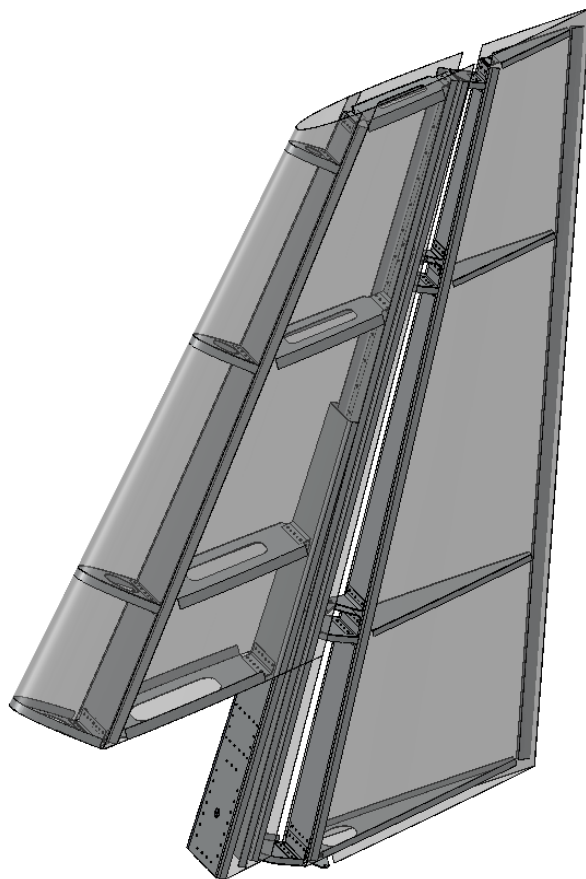


図 2.2.27 垂直尾翼

垂直安定板とラダーから構成されている。その他、箇条書きで示す。

- ・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特別の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 の板厚を用いている。
- ・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。

(7) 操縦系統

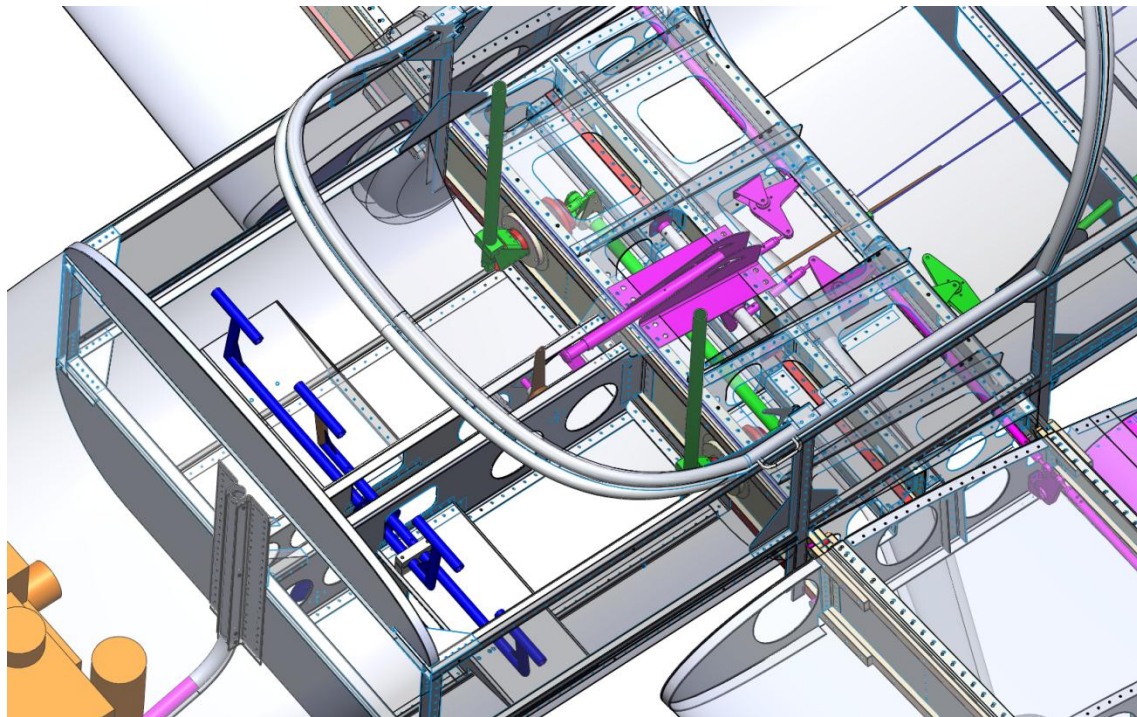


図 2.2.28 操縦系統

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なことから摩擦が少ないことからロッド式を採用した。

青い部分がラダーペダル、緑部分がエレベータ、赤い部分がエルロン、ピンク部分がフラップの系統を表し、各系統の詳細を図 2.2.29～図 2.2.36 によって示す。

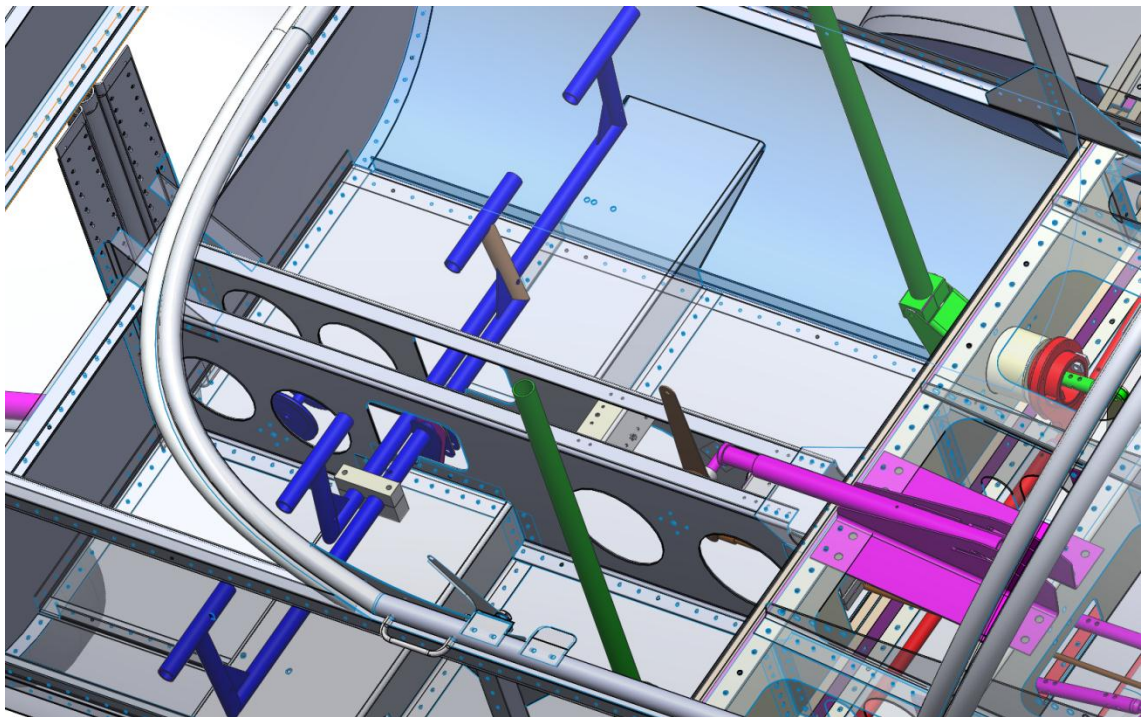


図 2.2.29 ラダーペダル

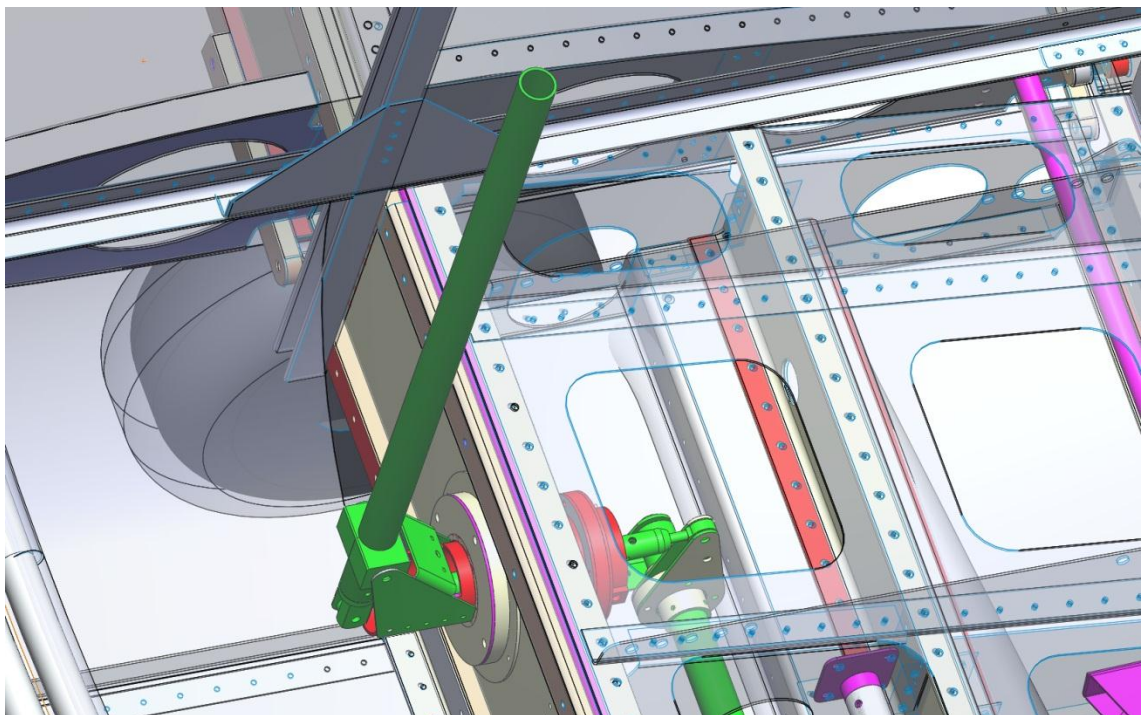


図 2.2.30 操縦桿

操縦桿を前後に倒すことでエレベータが作動し、左右に倒すとでエルロンが作動する。

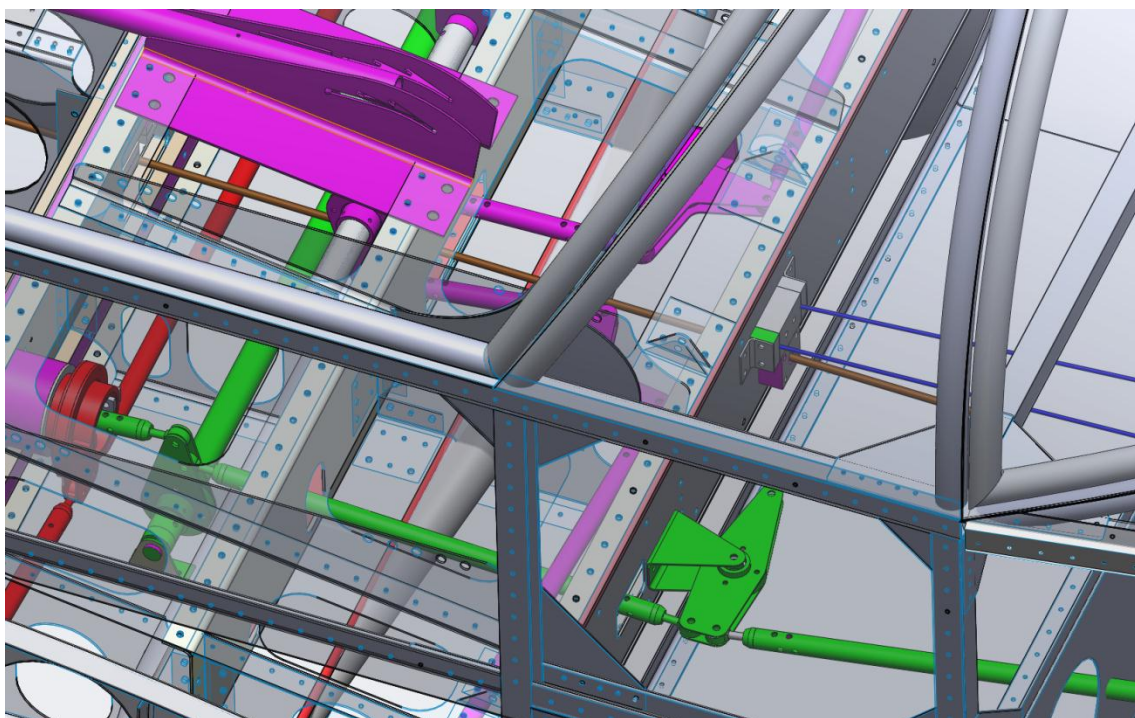


図 2.2.31 エレベータリンクージ(前部胴体部分)

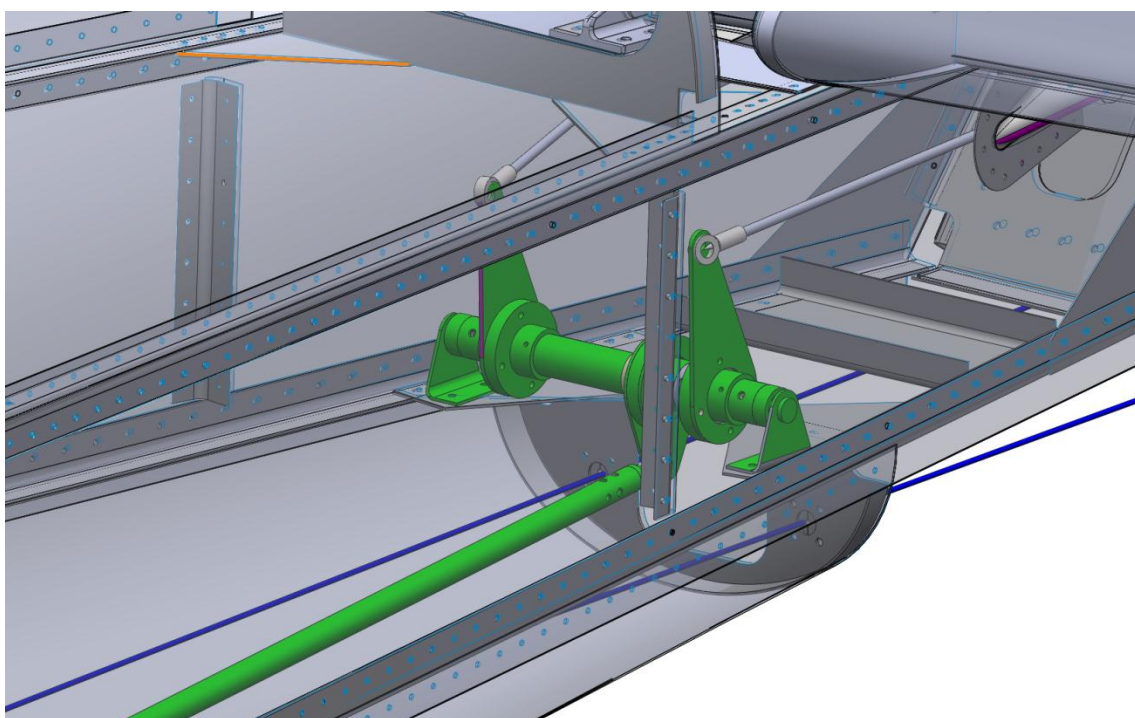


図 2.2.32 エレベータリンクージ(後部胴体部分)

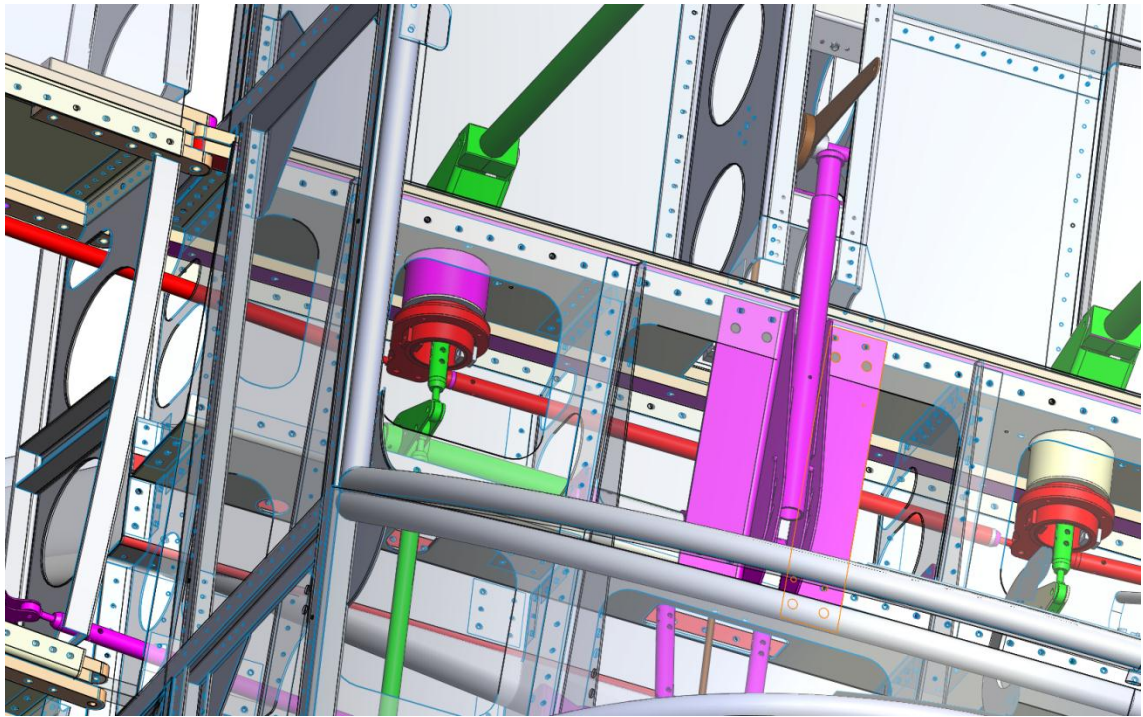


図 2.2.33 エルロン系統

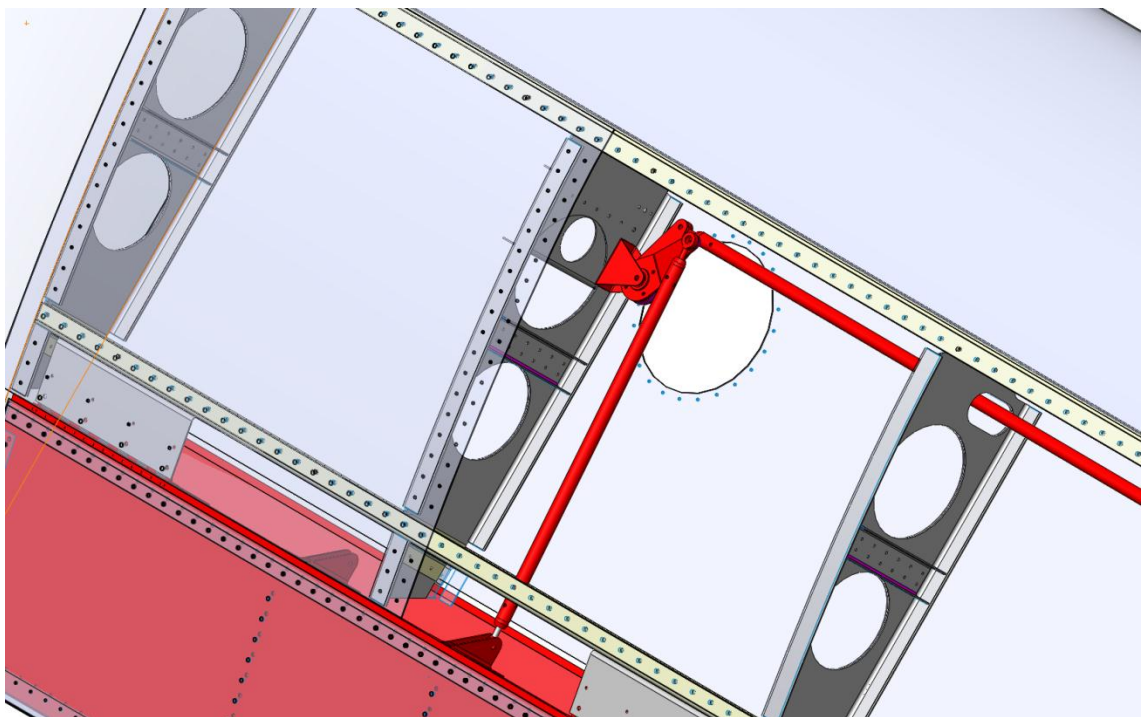


図 2.2.34 エルロンリンケージ(主翼部分)

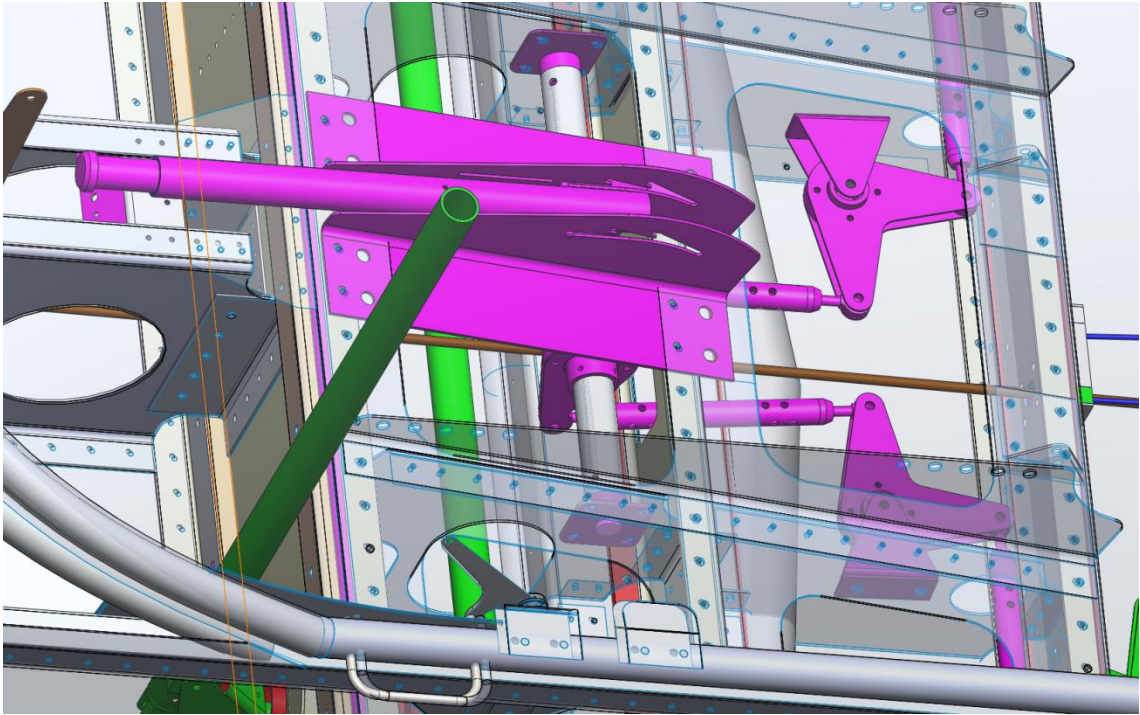


図 2.2.35 フラップレバー

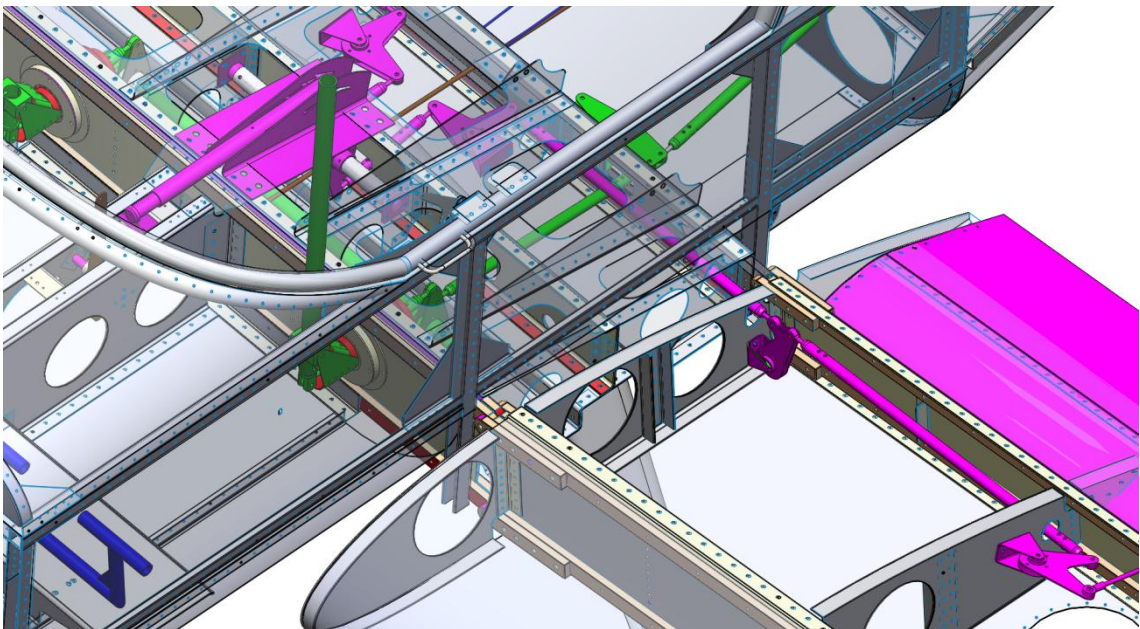


図 2.2.36 フラップリンケージ(主翼部分)

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 2.2.37 に示す。

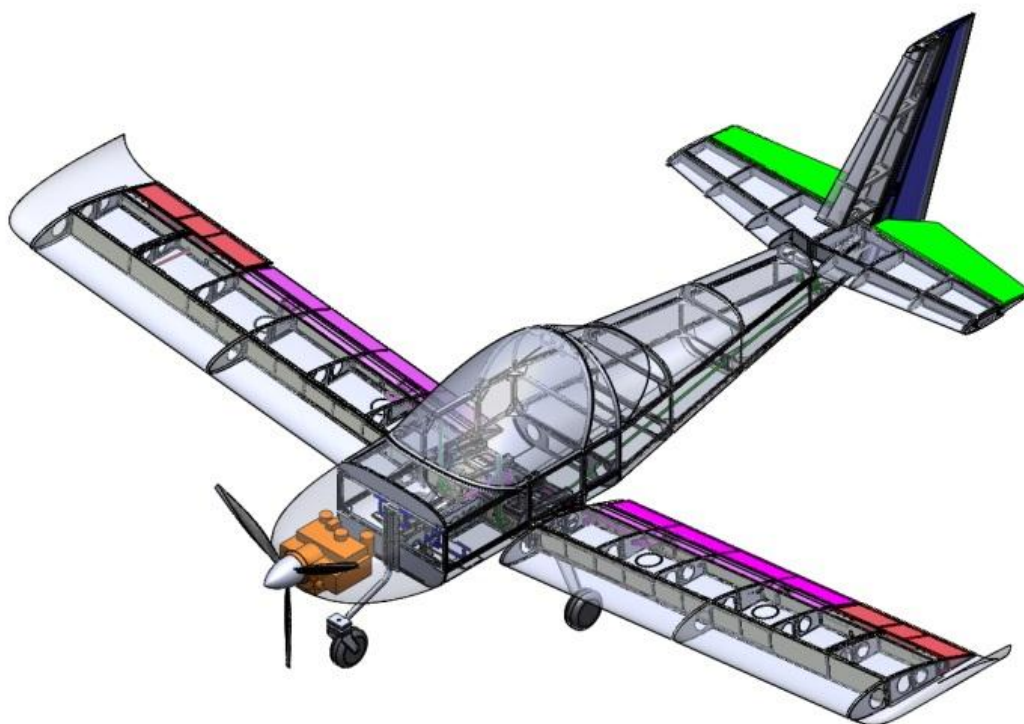


図 2.2.37 詳細設計による ML-11 の 3 次元モデル

第3章 乗り心地について

3.1 乗り心地悪化の要因

一般に乗り心地を支配する要因は動揺、振動、環境条件(明暗、気圧、騒音、温度、湿度、臭気、座席位置など)、乗員条件(飛行経験、性別、年齢、体力、体質、体調、正確、心理状態など)である。乗り心地に影響するこれらの環境要因の中で物理的な因子の許容限界の一例を表 3.1 に示す。

表 3.1 乗り心地に影響する環境要因の物理的因子⁽⁹⁾

	愉快領域 生理学的境界	快適領域 生理学的境界	不快領域 生理学的境界
室内圧	海水位	10,000 ft	20,000 ft
圧力急変	±10 ft		爆発
圧力変化率	100 ft/min	200 ft/min	1,000 ft/min
湿度		20%	乾燥
換気 [CU ft/pass/min]	20	13	5
熱量 [BTU/pass/hr]	1,830		850
振動	0	20 Hz	125 Hz
縦揺れ角	0°	5°	20°
加速度		0.1G	1G
寒さ		18.3°C	-1.1°C
暑さ		23.9°C	43.3°C
騒音	70 db	85 db	120 db
CO ₂ 濃度 [Pressure Below 660 m/m]		0.50%	10%
CO ₂ 濃度 [Pressure 760 – 660 m/m]		0.17%	10%

このように、物理的要因だけでも数多くの因子が考えられ、これらを統合的に考慮して乗り心地を検討するのは難しい。

3.2 小型機の乗り心地について

パイロットにとって快適な小型機とは、飛行性や操縦性のバランスが良いことや、飛行時の乗り心地が良いことが考えられる。航空機の飛行性については評価パラメータが確立されているが、小型機の乗り心地については過去にほとんど研究された例がなく、評価パラメータも存在しない。乗り心地を支配する要因は、機体の応答特性や騒音振動特性、コックピットの環境が考えられるが、機体構造に起因する要因は設計時点で検討しておかなければならない。

本研究では、比較的定量的な取扱いが可能な機械的な動きである振動と動揺に着目し、飛行中の機体の乗り心地に与える影響を検討した。

3.3 航空機における乗り心地の評価⁹⁾

3.3.1 振動感覚にもとづく乗り心地

人体の振動感覚は筋肉、骨格、関節、腱などによって感知するものと、内臓諸器官によるものからなる。人体の各部構造を質量、バネ、ダンパで構成される系と見なし、各部分の固有振動数の実測値を示すと図のとおりである。これらの人体各部に加えられる振動入力が感覚細胞を刺激し、振動感覚を発生する。

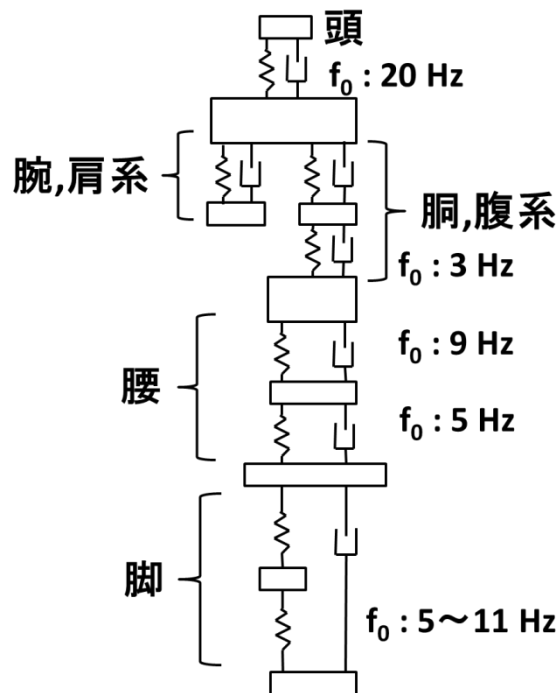


図 3.2.1 人体各部の固有振動数

上記の固有振動数に起因して発生する人体各区部分の共振現象が不快感の原因となる。

一般に、人体に関連する振動とは $1 \sim 80 \text{ Hz}$ の周波数における周期的な加振力による運動である。振動加速度を用いて乗り心地を尺度化させた資料¹⁰⁾を基に、加速度 1.0 のときが中立点になるように振動感覚にもとづく乗り心地の不快感を定量化させた。その結果、 $4 \sim 8 \text{ Hz}$ で不快感が最も激しくなることが分かった。

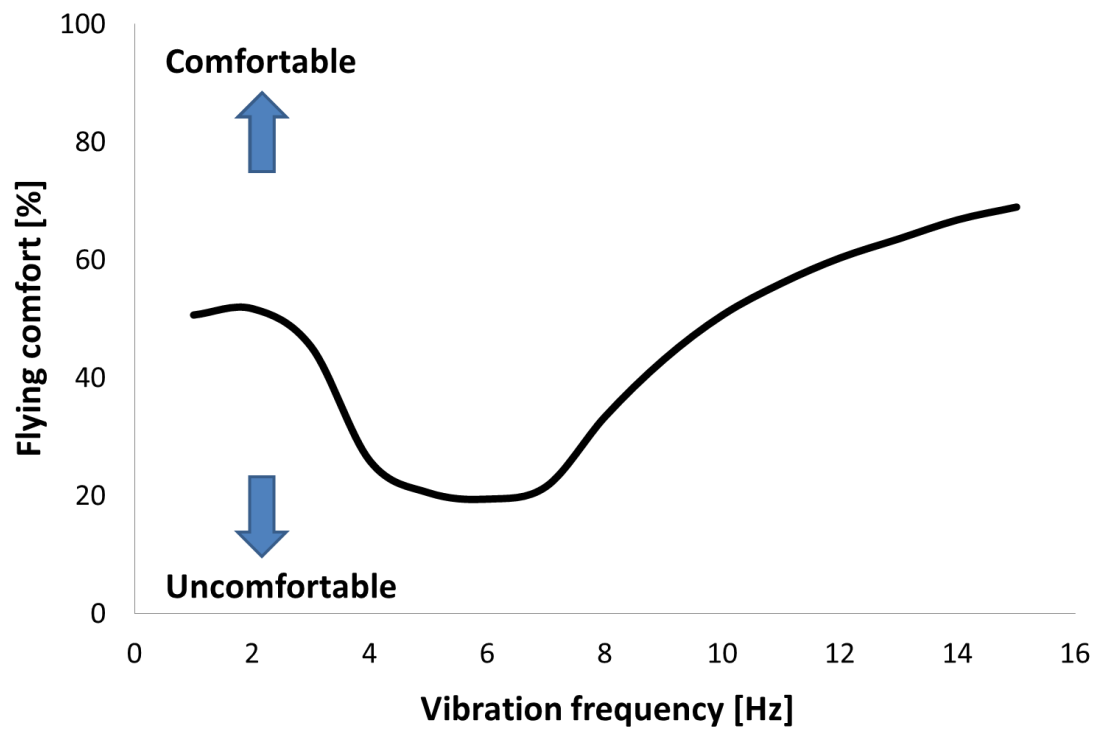


図 3.2.2 振動乗り心地

3.3.2 動揺感覚にもとづく乗り心地

動揺感覚は耳石と三半規管より構成される受感器によって得られる。耳石は炭酸石灰の結晶がにわか様物質につつまれてできており、有毛細胞によって支えられ、質量バネ系をかたちづくり、上下および前後、左右の直線運動を知覚する。三半規管は内リンパ液で満たされた細管のリングであり、お互いに直角な3個の半規管で構成され、駅の流動をリング内の一部にある平衡頂が感知し、三軸まわりの回転運動の動揺感覚を発生する。耳石、三半規管の構造を示す。これらの器管の固有振動周期は耳石で3～15秒、三半規管の平衡頂のそれは約6秒である。

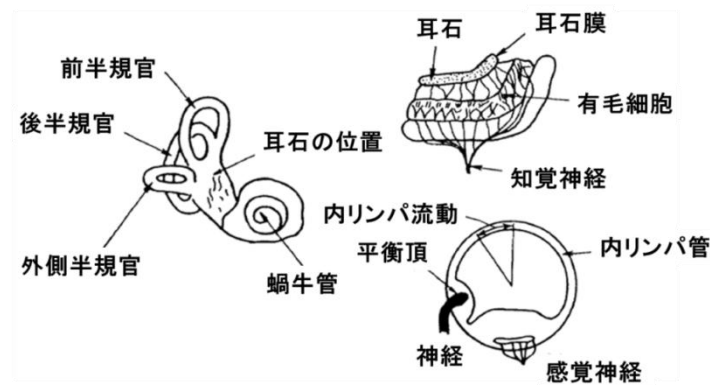


図 3.2.3 三半規管と耳石の説明図

人間の脳の中の運動知覚中枢が、上記器官からそれぞれ相反する運動の信号を受けると、空間がぐらつくような平衡感覚の失調をきたす。このため自律神経の機能がそこなわれ、自律神経に強くコントロールされる消火器に影響し、胃腸など人体に不快感を招く。

ここで定義する動揺とは、気流の擾乱や操舵により生じた 1Hz 以下の周波数の運動である。動揺乗り心地を尺度化させた資料⁽¹⁾を基に、動揺感覚にもとづく乗り心地の不快感を定量化させた。その結果、4～6 秒周期の間で不快感のピークが見られることが分かった。

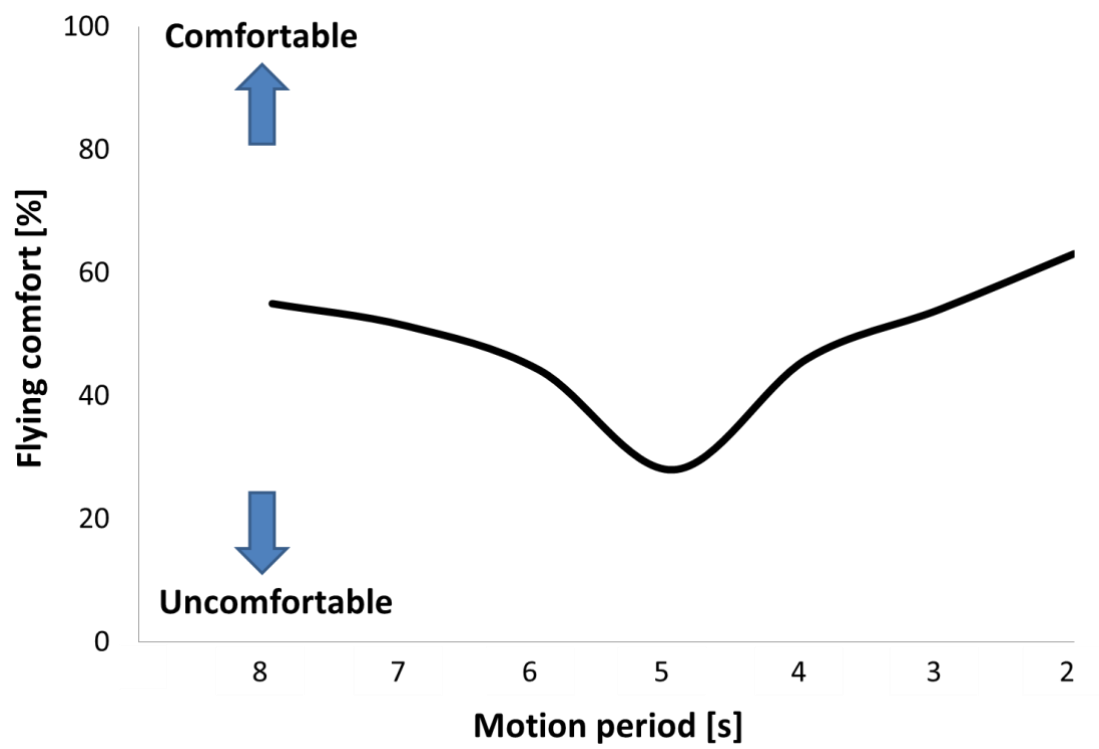


図 3.2.4 動揺乗り心地

第4章 構造振動解析

4.1 理論

物体にある動的な外力が作用すると、物体は固有の振動を起こす。そして、その振動の周波数と外力の周波数が一致する場合には、振動が増減される。この現象を共振と呼び、固有の振動が生じる周波数を固有振動数と呼ぶ。航空機においては、機体の各部は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、乗員、乗客の不快を招き、あるいは構造の疲労破壊の原因ともなる。このような現象の調査を行うに際し、必要な振動の理論を下記に述べる。

4.1.1 固有振動⁽¹²⁾

振動は往復運動であるから、その繰返し周期および毎秒の振動数が振動を取り扱う場合の重要な要素である。最も簡単な運動は単振動で、調和運動とも呼ばれ、振動変異 x と時間 t の関係は、

$$x = a \cos \omega_0 t \quad (4.1.1)$$

で表される。これはばね定数のばねにつるされた質量の運動を表す。すなわち、平衡の位置から m の変位を x とすれば、物体の運動方程式は復原力（ばねの力）が $-kx$ であるから、ニュートンの法則より、

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = -kx, \quad k > 0 \quad (4.1.2)$$

したがって、この 2 階の線形微分方程式を初期条件を平衡位置から $x=a$ まで引っ張って、初速なしで離したとし、解けば $t=0$ 、 $x=a$ 、 $\dot{x}=0$ で(4.1.1)式を得る。ここに ω_0 （または ω_n とも書く）は固有角振動数あるいは固有円振動数と呼び、

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (4.1.3)$$

で与えられ、(4.1.2)式の振動系に固有の m と k によって決まる。また振動の周期 T は図 2.4.1 に示すように、

$$\omega_0 T = 2\pi \quad (4.1.4)$$

であるから

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{m}{k}} \quad (4.1.5)$$

となる。

そしてこの T の逆数である振動数 f は固有振動数とよばれ次式で与えられ、Hz（ヘルツ）で表される

$$f = \frac{1}{T} = \frac{\omega_0}{2\pi} \quad (4.1.6)$$

また、(4.1.1)式の a を振動振幅と呼ぶ。

4.1.2 固有振動モード⁽¹³⁾

はりのような弾性体の場合も固有振動数が存在する。左右対称な断面のはりの曲げの固有振動数は、

$$f = \frac{1}{2\pi} \frac{\lambda^2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \quad (4.1.7)$$

ただし、

A：はりの断面積 [m²]

E：縦弾性係数 [N/m²]

I：断面二次モーメント [m⁴]

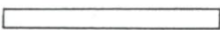
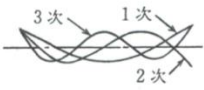
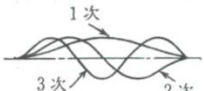
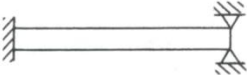
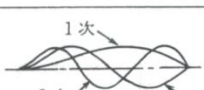
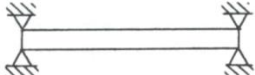
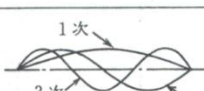
λ ：振動数係数

弾性体では固有振動数は一つではなく数多くあり、固有振動は曲げたわみ $\omega(x, t)$ について

$$\omega(x, t) = \omega_i(x) \sin\left(\frac{f_i}{2\pi}\right) t \quad (4.1.8)$$

となり、各固有振動数 f_i に対応してそれぞれ異なった形状となる振動の形 $\omega_i(x)$ が決まる。この $\omega_i(x)$ を固有振動モードあるいは単に振動モードという。はりの固有振動数の低い方からとった 1 次から 3 次の固有振動モードと振動数係数 λ を表 4.1.1 に示す。

表 4.1.1 はりの固有振動モードと振動数係数

境 界 条 件	固有振動モード	λ
自由-自由 		4.730, 7.853, 10.996, ...
固定-固定 		3.927, 7.069, 10.210...
固定-単純支持 		$\pi, 2\pi, 3\pi, \dots$
単純支持-単純支持 		1.875, 4.694, 7.855, ...

また、両端単純指示の薄肉円筒の固有振動モードは

$$\hat{\phi}(z) = \sin\left(\frac{m\pi rz}{l}\right) \quad (4.1.9)$$

と与えられる。 n は円周方向の波数で、断面の振動モードの例を図.4.1.1に示す。

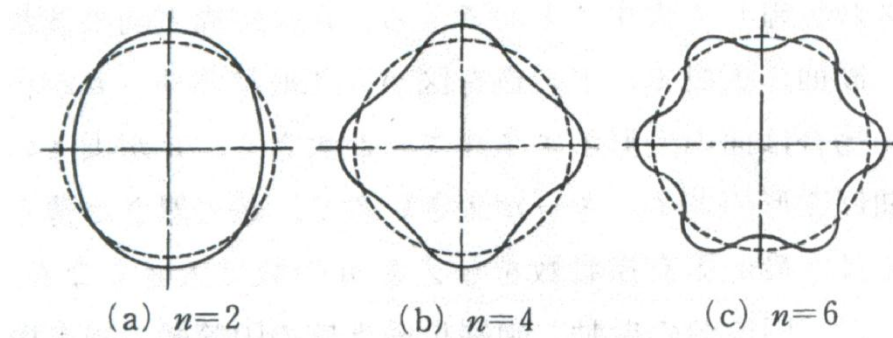


図.4.1.1 薄肉円筒の断面の振動モード

n が小さい場合は面内変形のエネルギーが大きく、 n が大きいと曲げ変形のエネルギーが大きいため、肉厚が薄くなるほど最低固有振動数を与える n の数値は大きくなる。

固有振動数は n が比較的大きい(およそ $n \geq 3$)場合

$$f = \frac{1}{2\mu r^2} \sqrt{(n^2 + k^2)^2 + \frac{4\alpha^2 k^2}{n^2 + k^2}} \sqrt{\frac{D}{\rho h}} \quad (4.1.10)$$

である。ただし、

r : 円筒の半径 [m]

l : 円筒の長さ [m]

h : 肉厚 [m]

$4\alpha^2 = 12(1 - \nu^2)(r/h)^2$

ν : ポアソン比[-]

$k = m\pi r / l$

m : 軸方向の変形の波数で正の整数

他の境界条件の場合の固有振動数は、

$$f = \frac{\lambda}{2\pi r} \sqrt{\frac{E}{\rho(1-\nu^2)}} \quad (4.1.11)$$

と表され、 λ の値は表.4.1.2 のように与えられる。

表 4.1.2 薄肉円筒の振動の λ ($r/l=5$ 、 $\nu=0.3$ の場合)

α	n (固定-固定)			n (固定-自由)		
	2	4	6	2	4	6
5	0.141	0.289	0.667	0.0595	0.278	0.674
10	0.128	0.0847	0.168	0.0311	0.0658	0.165
50	0.126	0.0453	0.023	0.0282	0.00849	0.00754

4.1.3 機体構造の振動⁽¹⁴⁾

航空機は飛行状態では空間に浮いているので、空間に自由な形での固有振動が存在する。機体の主要部分である主翼および胴体、そして全機の振動を述べる。

(1) 主翼の振動

主翼は一般にねじり、曲げおよび補助翼回転の3つの自由度を持ち、これらの間の連成振動が風速と関係して不安定現象を生じる。これを主翼ねじれといい、また尾翼も胴体と方向舵または昇降舵との間の連成振動によって同様な現象の原因となる。

アスペクト比の大きな主翼の振動は、胴体が比較的軽く剛な場合には、近似的に片持ちはりの振動または、両翼を両端自由のはりと考えて胴体部に集中剛体がついた系の振動と考えることができる。

(2) 胴体の振動

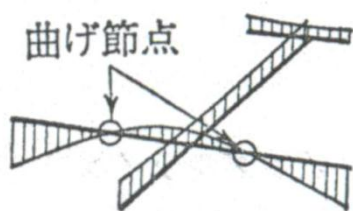
胴体の振動は胴体を独立した系と考えるときには薄肉の円筒の振動特性と同じ傾向を示す。しかし、機体全体の系を考える場合には主翼や尾翼と連成し、特に胴体の系によって影響される全系の振動としては、胴体断面が上下に長い形状のときの主翼と胴体とを含む面内の振動および胴体後部の剛性に関する尾翼部と後部胴体部の連成振動である。

(3) 全機の振動

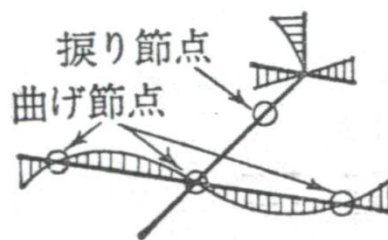
航空機全系の振動は大型電子計算機および振動試験によって数値解析的にも実測試験的にもより詳しく研究が進められ、全機の各種動的応答が明らかにされつつある。

全機の系の振動を大別すると、機種形状の多様性のための統一的な総括は困難であるが、胴体の上下移動および曲げと主翼および水平尾翼の曲げおよびねじれによる胴体中心軸に対して対称な振動と、胴体の回転およびねじれを伴う逆対称振動ならびに先に述べた胴体と翼との内面で振動する3種類に分類できるが、この他、実際には対称性から遠い形状の機種になると新たな全機の連成振動が生じる。局所的な振動も重要である。図.にアスペクト比の大きな片持ち単葉機の振動モードの例を示す。

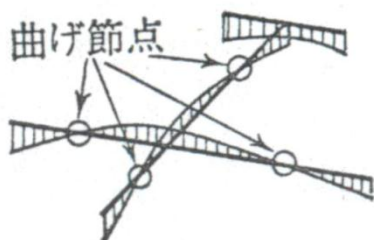
主翼第1次曲げ



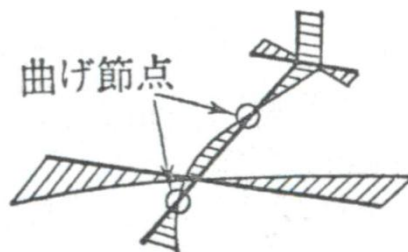
主翼第2次曲げ



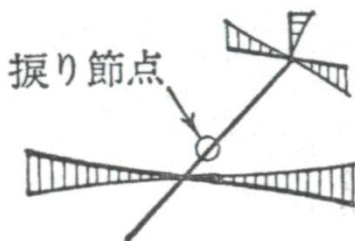
胴体上下曲げ



胴体左右曲げ



胴体振り



主翼振り

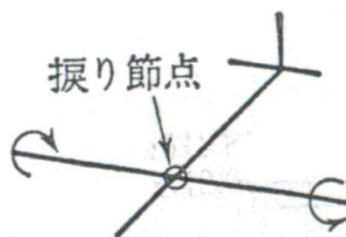


図 4.1.2 全機振動モードの例

4.1.4 有限要素法の手法⁽¹²⁾

固有値解析を行うに際し、サブスペース反復法を使用した。その手法を下記に述べる。

サブスペース反復法は、有限要素法のようにバンド性を有する大次元マトリックスの固有値問題に対する解法のうち、最も有力なものであるといわれており、一般固有値問題を直接解くところに特色がある。

サブスペース反復法では、解くべき問題は n 次元の一般固有値問題である。

$$(\omega^2[M] - [K])\{\delta_0\} = 0 \quad (4.1.12)$$

$$(1) \quad [K] = [L][D][L]^T$$

ここで、 $[L]$ は対角線上の要素がすべて 1 である左下三角マトリックスであり、 $[D]$ で対角マトリックスである。このように剛性マトリックスをあらかじめ三角マトリックスと対角マトリックスの積に分解しておく（これは一般に LDU と呼ばれている）。

(2) 求めるべき固有値の数を ω_0 とすれば、 n 行 m 列のマトリックス $[U_0]$ を仮定する。

$$(3) \quad [V_k] = [M][U_{k-1}]$$

ここで添字 k は繰り返しの回数を示す。 $k = 1$ すなわち最初の段階では、ステップ(2)で定義した $[U_0]$ を用いる。

(4) $[K][W_k] = [V_k]$ を解いて $[W_k]$ を求める。この際、ステップ(1)であらかじめ $[K]$ を LDU 分解してあるので、 $[K]$ の逆行列を求めなくてもよい。

$$(5) \quad [K_k] = [W_k]^T [V_k]$$

$$[M_k] = [W_k]^T [M] [W_k]$$

ここで、 $[K_k]$ および $[M_k]$ は m 行 m 列の縮小された剛性および質量マトリックスである。

(6) 縮小された一般固有値問題

$$(\omega^2[M_k] - [K_k])\{q\} = 0 \quad (4.1.13)$$

を解き、 m 個の全固有ペアを求める。求めた m 個の固有ベクトルを低次より順に各列に並べた m 行 m 列のマトリックスを $[Q_k]$ とする。

$$(7) \quad [U_k] = [W_k][Q_k]$$

(8) 収束判定、ステップ(3)で用いた $[U_{k-1}]$ とステップ(7)で得た $[U_k]$ を比較して、十分に収束していれば、ステップ(6)で求めた ω_k とステップ(7)で求めた U_k のうち低次より m_0 個をとり、これらが式の固有ペアに等しいとみなす。一方収束が不十分であれば、 $k \rightarrow k+1$ としてふたたびステップ(3)にかえる。

以上がサブスペース反復法による計算の手順である。並列反復法でもサブスペース反復法でも、最も大切なことは最初のマトリックス $[U_0]$ をどのように選ぶかである。もちろん $[U_0]$ が求めるべき固有ベクトルに近いほど収束は早い、あまり最初の近似度がよくなくても比較的収束性はよいのがこれらの方法の特色である。Clough らによれば、サブスペース反復法において最初に $[U_0]$ の代わりに $[M][U_0]$ を次のように仮定している。すなわち $[M][U_0]$ の最初の列ベクトルを質量マトリックス $[M]$ の対角要素を用い、他の列ベクトルは、質量マトリックスと剛性マトリックスの対角要素の比 M_{ii}/K_{ii} の大きい列の値が 1 であり他のすべての行が零となる単位列ベクトルを用いる。このように仮定した $[U_0]$ を用いて繰り返し回数 10 回以内でよい収束が得られたことが報告されている。

4.2 解析条件

CATIA V5R19(Dassault systems 社製)を用いた有限要素法による構造振動解析によって、乗り心地に影響を与えると考えられる周波数範囲での全機固有振動数を求めた。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いて解析作業に膨大な時間がかかってしまうため、エンジンや搭乗員などの主要重量は搭載し、機体自体は詳細設計による 3 次元モデルと強度や重量などが等価になるように内部構造を簡略化させた解析モデルを作成した。搭乗員をモデル化する際に参考にした寸法を図 4.2.1 に、作成したモデルを図 4.2.2 に示す。

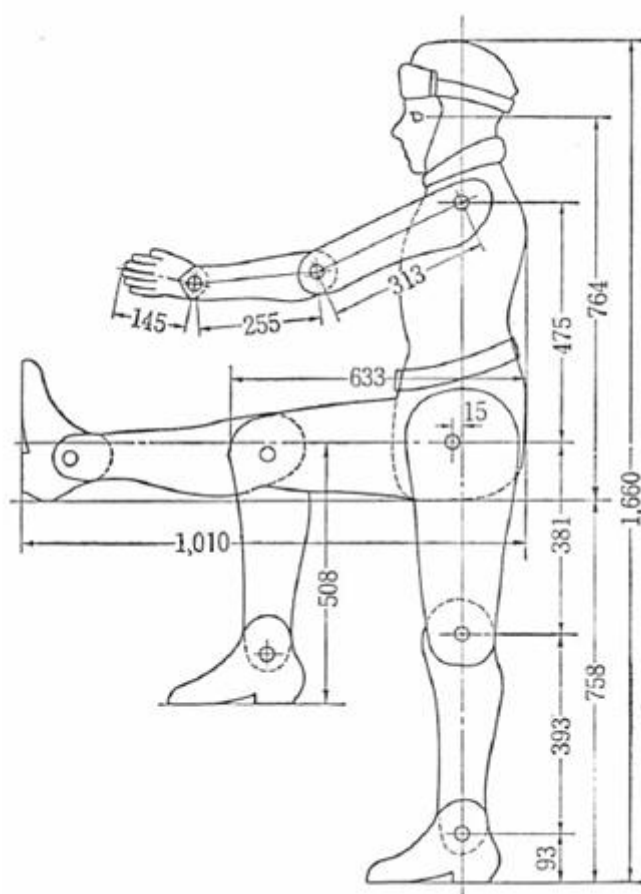


図 4.2.1 搭乗員モデルの参考寸法⁽¹⁵⁾

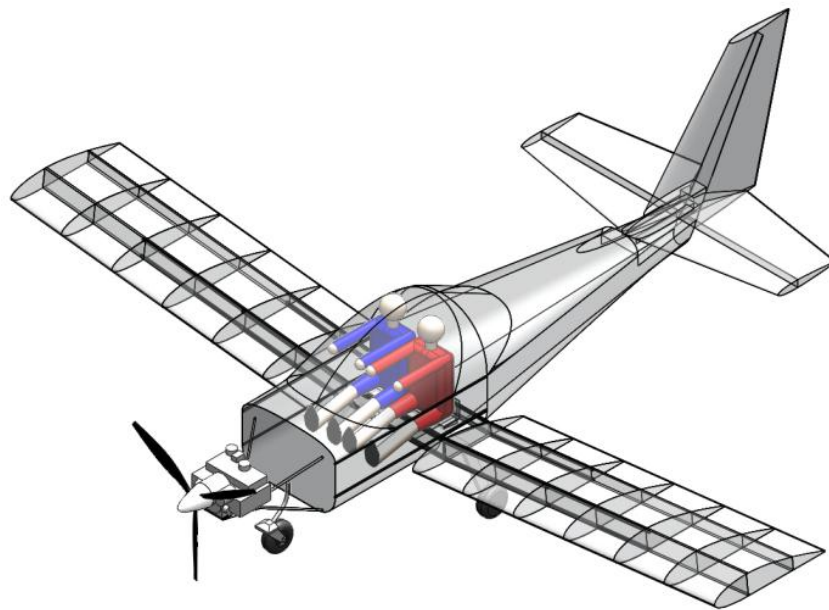


図 4.2.2 構造振動解析モデル

解析条件として、サブスペース反復法、パラメータは最大反復回数 50 回、精度 0.001 で、要素数約 49 万、各パーツ同士の拘束には面接触または一致拘束を規定し、それらの拘束に対して固定結合メッシュを作成する。表 4.2.1 に各部分のメッシュサイズと材質を示す。

表 4.2.1 構造振動解析モデルのメッシュサイズと材質

部品名	メッシュサイズ (要素タイプ:2 次)	材質
機体 (主翼・胴体・尾翼)	30 mm	アルミニウム
ノーズギア	20 mm	アルミニウム
ノーズタイヤ	20 mm	ゴム
メインギア	40 mm	鉄
メインタイヤ	20 mm	ゴム
プロペラ	30 mm	プラスチック
エンジンマウント	48 mm	アルミニウム
エンジン	50 mm	(重量から密度指定)
搭乗員	36 mm	

4.3 解析結果

構造振動解析の結果、低次モードから高次モードまで多彩なモードを確認した。図 4.3.1 に主に低次モードで構成される ML-11 の主要モードと固有振動数を示す。

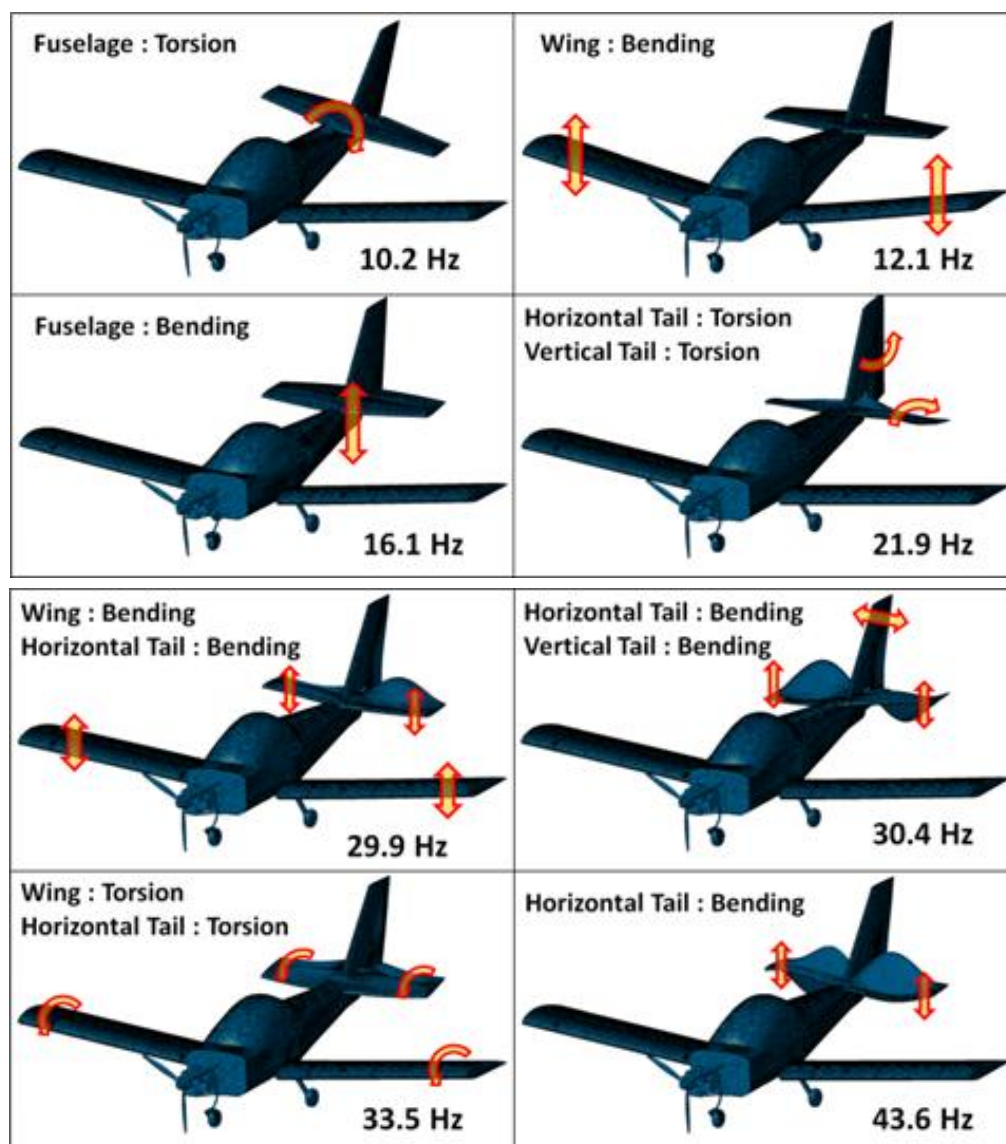


図 4.3.1 ML-11 の固有振動モード

解析の結果、ML-11 の主要モードの固有振動数は、図 3.2.2 の最も不快な周波数(4~8Hz)の範囲に入っていないので、飛行中の振動感覚にもとづく乗り心地は、不快感を与えるものではないことが分かった。

第5章 突風応答解析

5.1 理論⁽¹⁶⁾

突風応答解析を行う際に必要な理論を下記に述べる。

5.1.1 突風⁽¹⁷⁾

突風とは、不規則で、局部的で、一時的な風の速度場の変化のことである。普通大気中に起こる突風は大別して上下突風、左右突風、斜方突風に分類され、実際にはこれらが連続あるいは不連続に合成され複雑な突風となる。このような複雑な突風の中で、左右・斜方突風の影響は割合小さく、機体に最も影響を及ぼすのは上下突風となる。

(1) 鉛直流の影響⁽¹⁸⁾

上下突風は鉛直流によって発生する。鉛直流は、空気の動きの内の地表面あるいは気圧面に対して鉛直方向の成分である。しかし、航空機の周りの静穏な空気全体が鉛直方向に動いたとしても、その空気の動きによって重量のある航空機が上または下に動くとは理解しがたい。ただ、軽航空機あるいは翼面荷重が小さく、空気により空中に支えられているくらいの軽量の航空機では、直感的な理解は容易にできる。

まず、上昇流について考えてみる。航空機に対して働いている重力に対抗して航空機を持ち上げる力は、かなりの大きさが必要になる。むしろ揚力を使った理屈による説明の方が分かりやすい。

飛行している面（飛行面）を維持しようとしているときに、上昇流が増加すると翼に当たる空気には上向きの成分が合わさって、結果として迎え角が増加かする。迎え角の増加に従って揚力係数は増加する。すなわち対気速度に対して上昇流の割合が大きければ、揚力係数の増加が大きくなり揚力も増える。結局上昇流の増加により飛行面から上に逸れる傾向が現れる。

逆に、下降流の場合は、迎え角の減少になり、揚力係数、揚力は減少し、飛行面は下に変化していく。

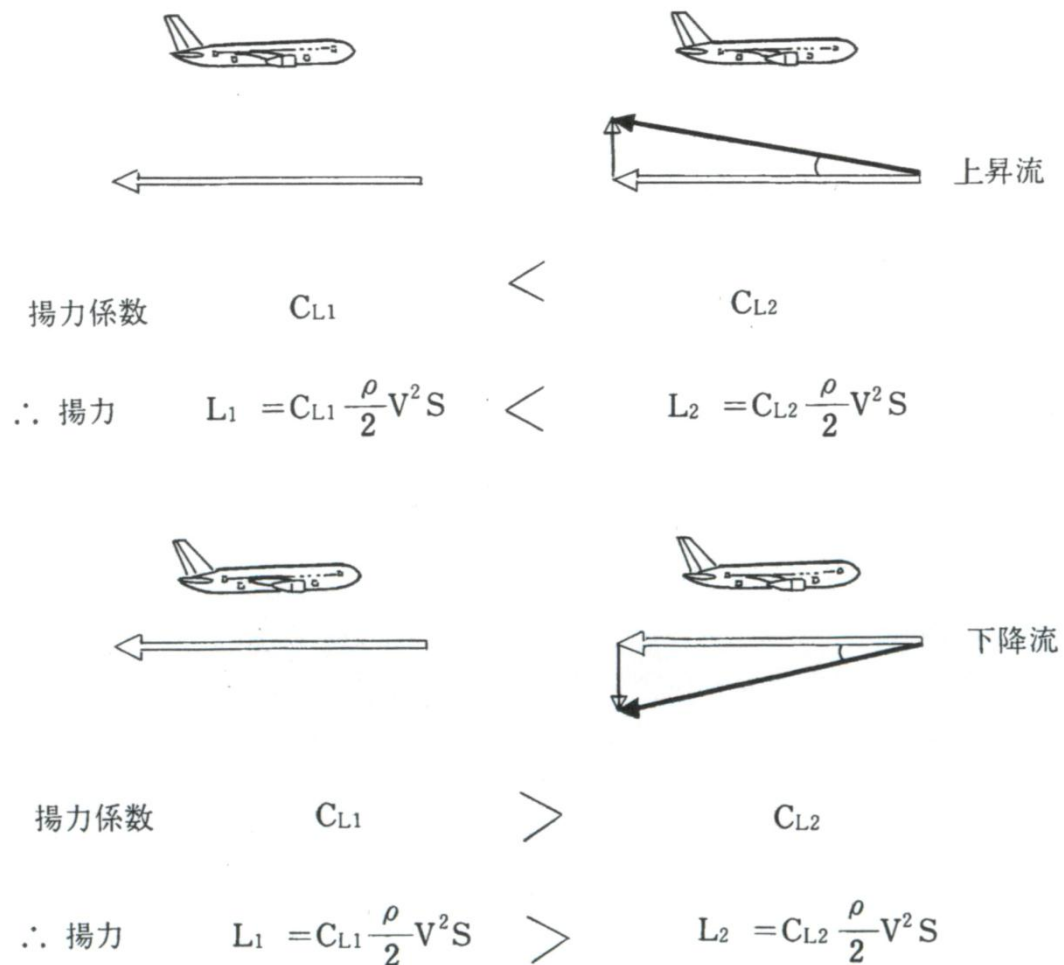


図.5.1.1 鉛直流による影響

(2) 上空の突風速度

地上 500m～3000m 程度の上空では、地上の約 3 倍程度の風速があり得る。地上での最大瞬間風速 (0.25 秒ごとに更新される 3 秒平均風速のうちの最大値) の平均的な値としては 5m/s 程度なので、上空では 15m/s 程度の突風に遭遇する可能性は十分にある。

5.1.2 動揺

固定翼機の縦動揺は、短周期モードと長周期モードの和である。

短周期モードは、周期が短く、減衰が大きいのが特徴である。直線定常飛行で擾乱を受けた後、飛行経路の偏差もきわめて小さく、迎え角の変化と縦揺れ角の変化は大きい、速度の変化は無視できる程度に小さい。すなわち、減衰が大きいので、速度が変化するまでのうちに完全に減衰するのである。

長周期モードは、迎え角の変化が無視できる程度に小さく、速度変化はかなり大きく、ゆっくり上下しその間速度エネルギーと位置エネルギーが継続的に交換される点に特徴がある。したがって、縦揺れ角も変化し、周期は長く、減衰も小さい⁽¹⁹⁾。

上記 2 つのモードにおいて、長周期モードに関しては非常に長い周期であるため、乗り心地に悪影響を与えるおそれが少ないと考えられる。よって、乗り心地に大きく影響するのは短周期モードの動揺周期であり、次式によって算出する。

短周期モードの動揺周期⁽²⁰⁾：

$$T = \frac{2\pi}{\omega_{sp} \sqrt{1 - \xi_{sp}^2}} \quad (5.1.1)$$

ただし、

$$\omega_{sp} = \sqrt{M_{q'} \bar{Z}_\alpha - M_{\alpha'}} \quad (5.1.2)$$

$$\xi_{sp} = \frac{-M_{q'} - \bar{Z}_\alpha}{2\omega_{sp}} \quad (5.1.3)$$

M'_q 、 $\bar{Z}_\alpha$ 、 $M'_{\alpha'}$ は、空力微係数であり、次式から求める。

$$M'_q = \frac{\rho V S c^2}{4I_y} C_{m_g} + \frac{\rho V S c^2}{4I_y} C_{m_{\dot{\alpha}}} \quad (5.1.4)$$

$$\bar{Z}_\alpha = -57.3 \frac{\rho V S}{2m} C_{L_\alpha} \quad (5.1.5)$$

$$M'_\alpha = 57.3 \frac{\rho V^2 S c}{2 I_y} C_{m_\alpha} + \bar{Z}_\alpha \frac{\rho V S c^2}{4 I_y} C_{m_{\dot{\alpha}}} \quad (5.1.6)$$

ここで、

I_y ：全機の翼幅軸(ピッチ軸)まわりの慣性モーメント

C_{L_α} ：全機の揚力傾斜

$$C_{L_\alpha} = \alpha_w + \eta_t \frac{s_t}{s} a_t \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (5.1.7)$$

$$C_{m_g} = -2\eta_t a_t \frac{s_t}{s} \left(\frac{l'_t}{c}\right)^2 \quad (5.1.8)$$

l_t' ：重心と水平尾翼空力中心までの距離

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha} (h_{nwb} - h) - \eta_t \frac{s_t l_t}{s c} a_t \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (5.1.9)$$

h_{nwb} ：主翼胴体空力中心

$$h_{nwb} = h_n - \eta_t V_t \frac{a_t}{c_{L_\alpha}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (5.1.10)$$

h_n ：全機空力中心

$$h_n = \frac{s_t l_t}{s_w + s_t} \quad (5.1.11)$$

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2\eta_t a_t \frac{s_t}{s} \left(\frac{l_t}{c}\right)^2 \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (5.1.12)$$

5.1.3 数値解析

数値解析を行う際に必要な理論を下記に述べる。

(1) 乱流のメカニズムとモデル化

乱流は円管内を流れる水が流量を増すと滑らかな流れから乱れた状態に移行するで、それが無次元数 $Re = U \cdot d / \nu$ (U ; 管内平均流速、 d ; 管径、 ν ; 動粘性係数) の大小によるものである。この無次元数をレイノルズ数と呼び、円管の場合 2000 以上で乱れた状態で、レイノルズ数が大きく乱れた状態を乱流といい、レイノルズ数が小さく乱れない流れを層流と呼ぶ。レイノルズ数は慣性力/粘性力を意味し、乱流は粘性力に比べて慣性力が大きい場合である。そこで、知り得たいことは乱流の微細な構造ではなく乱流が平均的な流れおよび温度に与える効果である。そのため、ある瞬間の速度 u_i 、圧力 P 、温度 T 、エンタルピー H 、濃度 C をそれらの平均値 ($\bar{u}_i$ 、 $\bar{P}$ 、 $\bar{T}$ 、 $\bar{H}$ 、 $\bar{C}$) と摂動 (u_i' 、 P' 、 T' 、 H' 、 C') に分離する。

$$\begin{cases} u_i = \bar{u}_i + u_i' \\ P = \bar{P} + P' \\ T = \bar{T} + T' \\ H = \bar{H} + H' \\ C = \bar{C} + C' \end{cases} \quad (5.1.13)$$

ただし、圧縮性の場合の平均値とは変数を ϕ としたとき、次式で示す密度加重平均を意味している。

$$\bar{\phi} = \overline{\rho\phi} / \bar{\rho} \quad (5.1.14)$$

ただし、密度 ρ と圧力 P には密度加重平均は使用できない。

これらを、運動量の保存式、エネルギーの保存式および拡散物質の保存式に代入して、平均化を行うと、それぞれ下記の式になる。

$$\frac{\partial \overline{\rho u_i}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_j \rho u_i}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\sigma_{ij}} - \overline{\rho u_i' u_j'} \right) + \overline{\rho g} \quad (5.1.15)$$

$$\frac{\partial \overline{\rho C_p T}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_j \rho C_p T}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(K \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_j} - \overline{\rho C_p u_j' T'} \right) + \dot{q} \quad (5.1.16)$$

$$\frac{\partial \overline{\rho H}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_j \rho H}}{\partial x_j} = \frac{\partial \overline{P}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_j P}}{\partial x_j} + \overline{\sigma_{ij}} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{q_j} + \overline{\rho u_j' H'} \right) + \dot{q} \quad (5.1.17)$$

$$\frac{\partial \overline{\rho C}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{\rho u_j C}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\rho D_m} \frac{\partial \overline{C}}{\partial x_j} - \overline{\rho u_j' C'} \right) + \overline{\rho \dot{q}} \quad (5.1.18)$$

(5.1.17) 式がレイノルズ方程式で、 $-\overline{\rho u_i' u_j'}$ は乱流により生じる応力を表し、レイノルズ応力と呼ばれている。(5.1.16) 式の $-\overline{\rho C_p u_j' T'}$ および(5.1.17) 式の $-\overline{\rho u_j' H'}$ は、乱れにより運ばれるエネルギーで(5.1.18) 式の $-\overline{\rho u_j' C'}$ は、乱れにより運ばれる拡散物質である。これらの式はでは求まらないので、条件を与えて、 $-\overline{\rho u_i' u_j'}$ 、 $-\overline{\rho C_p u_j' T'}$ 、 $-\overline{\rho u_j' H'}$ および $-\overline{\rho u_j' C'}$ を既知の変数から求めて、乱流解析を行う必要がある。

（２）乱流モデル

乱流は、その乱れエネルギーの大部分を占め乱雑に運動している小規模渦と、輸送に重要な役割を果たす乱流構造からなる。統計理論は乱流構造を記述することが困難であり、一方直接数値シミュレーション（DNS）は膨大な計算を必要とししかも扱える流れは限られる。現時点で乱流を計算する一般的方法は、古くから研究されてきた統計的手法によるものである。統計的手法では、Navier-Stokes 方程式の代わりに、流れの変数をその時間平均値と変動成分に分け、これを Navier-Stokes 方程式に代入することによって得られる時間平均ナビエ・ストークス方程式が解かれる。この式には新たな変数としてレイノルズ応力が現れるので、これを何らかの方法で決定しなければならない。簡単に代数式で与えるものから、レイノルズ応力の輸送方程式を解くものまで各種の戦略がある。簡単なものは適用限界が厳しく、一方普遍性に富むものは複雑で計算量も多くなる。レイノルズ応力などの輸送方程式は Navier-Stokes 方程式から導かれる。しかしながらこれらの式にはまた新たな変数が現れるので、未知変数の数を式の数に合わせ方程式系を完結させることが必要である。物理数学的考察を基に未知変数の数を減らし、またその際に導入される係数を決定することが必要である。このようにして作られた乱流の計算に用いられる数式のことを乱流モデルという。

(3) 渦粘性係数

レイノルズ応力 $-\overline{\rho u_i' u_j'}$ の取り扱い方は、Boussinesqにより示され、層流のときの分子粘性による応力 τ が

$$\tau = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \quad (5.1.19)$$

で表されるのに対比させて、乱流でも同様に扱い、

$$-\overline{\rho u_j' u_i'} = \mu_t \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_t \frac{\partial \overline{u_k}}{\partial x_k} - \frac{2}{3} \overline{\rho} k \delta_{ij} \quad (5.1.20)$$

ここで、

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i' u_i'}$$

レイノルズ応力は、平均速度の空間勾配に比例すると仮定することであるので、このときの比例係数 μ_t を渦粘性係数という。なお、(5.1.19)式には見ない項 $\frac{2}{3} \overline{\rho} k \delta_{ij}$ が存在するが、(5.1.19)式の右辺第1項のみで垂直応力($i=j$)を計算すると、非圧縮の質量保存式から垂直応力がなくなり不都合を生じる。

(5.1.20)式の右辺第2項は垂直応力の存在を保障するために導入され、圧力と同様の働きをする。

次に、 $-\overline{\rho C_p u_j' T'}$ または $-\overline{\rho u_j' H'}$ は、エネルギーの乱れによる輸送について、平均温度の空間勾配に比例すると仮定する。

$$-\overline{\rho C_p u_j' T'} = K_t \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_j} \quad (5.1.21)$$

K_t は乱流熱伝導率で、 K_t は乱流プラントル数 P_{rt} を用いると

$$K_t = \frac{\mu_t C_p}{P_{rt}} \quad (5.1.22)$$

(5.1.22) 式を用いれば、 K_t も μ_t から決定でき、なお、乱流プラントル数の分布を考慮したほうが測制度は向上することが知られているため、乱流プラントル数 P_{rt} には一般に 0.9 を用いている。

拡散物質の乱れによる輸送量 拡散物質の乱れによる輸送量 $-\overline{\rho u_j' C'}$ も、平均物質濃度の空間勾配に比例すると仮定し、

$$-\overline{\rho u_j' C'} = \bar{\rho} D_{mt} \frac{\partial \bar{C}}{\partial x_j} \quad (5.1.23)$$

D_{mt} は乱流拡散係数で、 D_{mt} は乱流シュミット数 S_{ct} を用いると

$$D_{mt} = \frac{\mu_t}{\rho S_{ct}} \quad (5.1.24)$$

(5.1.24) 式を用いれば、 D_{mt} も μ_t から決定できる。なお、乱流シュミット数 S_{ct} は 0.9 を用いている。

(4) 標準 k - ε 方程式

渦粘性の考え方は一般的であるが、渦粘性係数 μ_t が流れの状態、場所により変わる。また翼周りを通過する一様流れでも、通過後は乱れが下流に流されることから、乱れに対して移流を考える必要がある。そこでこれらの点を改善するため、”乱れを代表する量“を選び、その代表量に関する”移流、拡散、生成、消滅の式“を解き、求まった乱流エネルギー k と、乱流消失率 ε から渦粘性係数を定まる。

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i' u_i'} \quad (5.1.25)$$

$$\varepsilon = \nu \frac{\partial u_i'}{\partial x_j} \frac{\partial u_i'}{\partial x_j} \quad (5.1.26)$$

この k 、 ε の”移流、拡散、生成、消滅の式“が k - ε 方程式と呼ばれ、経験的に次式で表されている。

非圧縮性流体の場合、

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial u_i \rho k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_s + G_T - \rho \varepsilon \quad (5.1.27)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial u_i \rho \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} (G_s + G_T) (1 + C_3 R_f) - C_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (5.1.28)$$

$$G_s = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

$$G_T = g_i \beta \frac{\mu_t}{\sigma_t} \frac{\partial T}{\partial x_i}$$

$$R_f = - \frac{G_T}{G_s + G_T}$$

圧縮性流体の場合、

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial u_i \rho k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_s - G_{s1} - G_{s2} - G_{s3} - \rho \varepsilon \quad (5.1.29)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial u_i \rho \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} (G_s - G_{s1} - G_{s2} - G_{s3}) - C_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (5.1.30)$$

$$G_s = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

$$G_{s1} = \frac{2}{3} \rho k D$$

$$G_{s2} = \frac{2}{3} \mu_t D^2$$

$$G_{s3} = \frac{\mu_t}{\sigma_t \rho^2} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \frac{\partial P}{\partial x_i}$$

$$D = \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

k 、 ε と動粘性係数 μ_t の次元解析から

$$\mu_t = C_t \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (5.1.31)$$

が導かれる。これらの式は、 σ_k 、 σ_ε 、 C_1 等の経験定数が多数現れる。

定数の値は表 5.1.1 の通りとなる。

表 5.1.1 渦粘性に用いられる定数の値

σ_k	σ_ε	C_1	C_2	C_3	C_t	σ_t
1	1.3	1.44	1.92	0.0	0.09	0.9

k - ε 方程式は、偏微分方程式のため、境界条件を必要とし、次のようなものが考えられる。

流入部 (FLUX 境界)

$$\begin{aligned} k &= \text{流入点での} k \text{ 値} \\ \varepsilon &= \text{流入点での} \varepsilon \text{ 値} \end{aligned} \quad (5.1.32)$$

Free Slip 壁 (対称面、境界層を考慮しない)

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial n} &= 0 \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial n} &= 0 \end{aligned} \quad (5.1.33)$$

対数則壁 (一般の壁面 ; 境界層を考慮)

乱流の場合、壁近傍の流速分布は、実験によると次式で表現される。

$$\frac{u}{u^*} = \frac{1}{\kappa} l_n \frac{uy}{\nu} + A \quad (5.1.34)$$

ここで、

κ : カルマン定数 (=0.4)

A : 定数 (=5.5)

y : 壁面からの距離

u : y の位置における流速

ν : 動粘性係数 ($= \mu / \rho$)

u^* : 摩擦速度 ($\sqrt{\tau_w / \rho}$)

τ_w : セン断力

前式を対数則と呼び、対数則が成り立つとしたとき、壁近傍では k と ε の値は次式で定められる。

$$\kappa = \frac{u^{*2}}{\sqrt{C_t}} \quad (5.1.35)$$

$$\varepsilon = \frac{u^{*3}}{ky} \quad (5.1.36)$$

以上のことを踏まえながら、数値解析法では、**k-ε** 方程式を用いて算出している。

(5) 航空機への適用

航空機の数値解析は通常の流体解析と違い並進と回転の要素移動を含む。

そこで、定常解析で要素移動を行う場合、定常 ALE 法を用いる。これは回転領域のメッシュが移動しない代わりに移動の効果を含む方程式を計算しているというものである。すなわち、航空機を含む格子を回転させない代わりに回転座標系で定常であるという仮定から導かれる外力を回転領域に与えている。

なお、ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian)といい、この手法を用いると、要素の形を変化させることが可能となる。通常要素の形を変化させるには、要素を構成している節点を移動させる。しかし、1つ1つの節点の移動をコントロールしては膨大なデータが必要になる。そこで、体積領域に対して適用することで移動させている。これにより、物体の移動や航空機のような境界形状の変化のある流れ場の解析を行うことが出来る。

5.2 解析条件

突風応答解析によって、上下突風による機体への影響とそのときの運動を確認する。また、突風の方角や風速毎の短周期モードの動揺周期を比較するために、突風を受ける前後の揚力及び迎え角を求める。

使用した RANS スキームは、Navier-Stokes 方程式を基礎とした非構造格子系汎用コード(SCRYU/Tetra)による非定常 3 次元解析であり、乱流モデルは標準 $k-\epsilon$ モデルを用いた。解析にはメッシュの作成を簡素化すべく揚力への影響が小さいプロペラとランディングギアを除いたモデルを用いた。

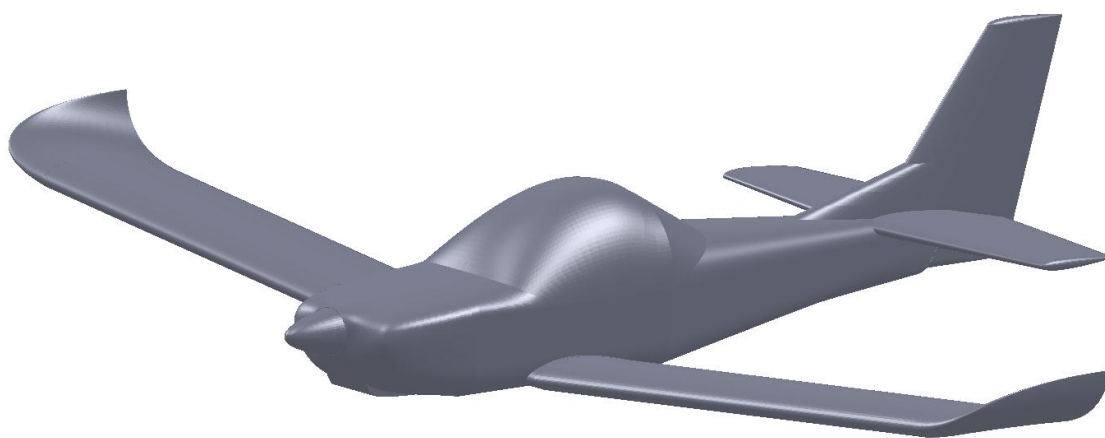


図 5.2.1 突風応答解析モデル(機体部分)

解析モデルは機体、周辺領域を含むモデルであり、解析領域は機体を基準に前進方向に 160m、後退方向に 240m、上下方向に 50m ずつ、左右方向に 80m ずつの立方体領域とした。機体表面のメッシュサイズは 0.005~0.02m であり、要素数はモデル全体で約 650 万、機体周りで約 510 万となっている。立方体の平面は、突風のインレット側には流速規定、アウトレット側には表面圧力規定 (0Pa)、それ以外の面には自然流入流出を用いる。機体表面は移動境界であり、メッシュの速度を壁面の速度としている。

突風は上下方向から機体への影響が最も大きくなるまで与えるものとし、飛行中に遭遇する可能性がある中で突風の影響による変化が見やすいように大きめの風速から選択する。今回は傾向を確認するために 10m/s, 12.5m/s, 15m/s を用いる。

メッシュモデルを図 5.2.2、境界条件を図 5.2.3 に示す。

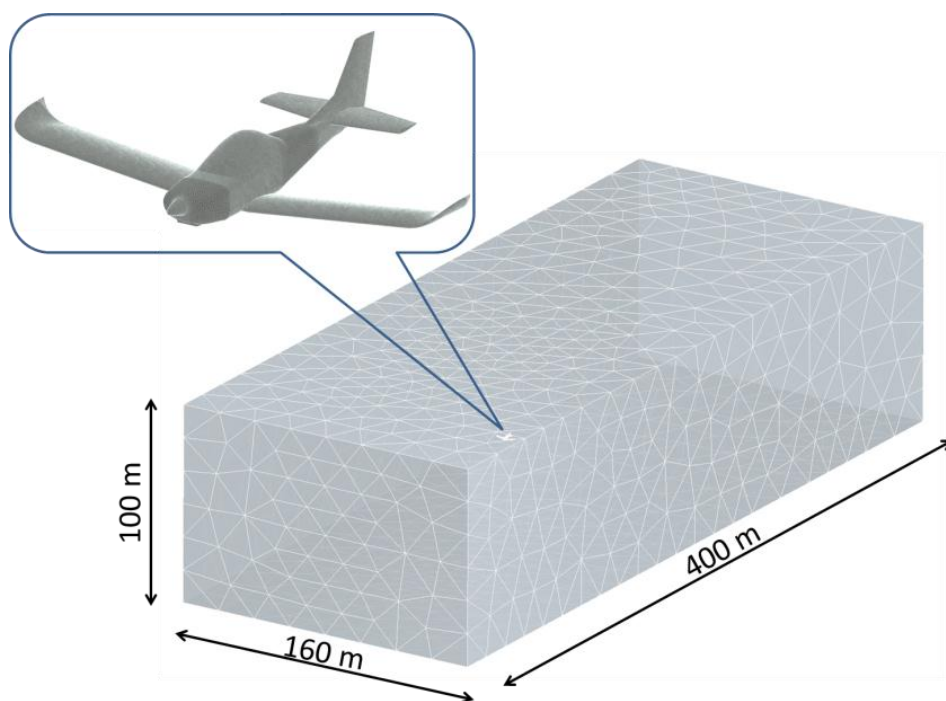


図 5.2.2 メッシュモデル

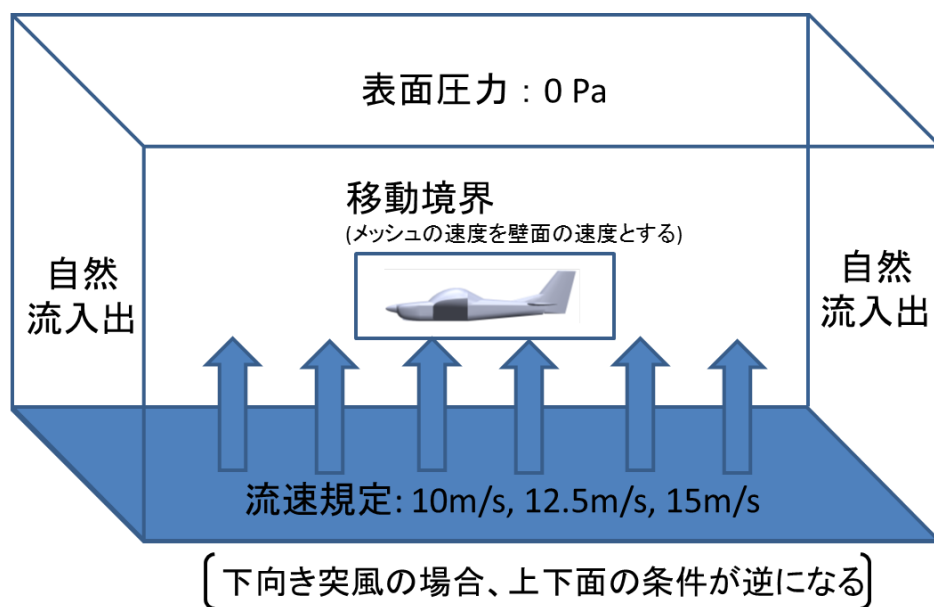


図 5.2.3 境界条件

機体モデルは 3 軸並進と回転の要素移動を規定するが、メッシュ作成によって微細ではあるが非対称性が出てしまっているため、回転はピッチ方向のみとする。

突風を受ける前の飛行状態は、LSA が一般的に巡航飛行を行う高度 2000m($\rho=1.0065[\text{kg/m}^3]$)で水平定常飛行($\alpha_w=4[^\circ]$)していることとする。図 2.2.11 の全機 $\alpha - C_L$ 線図より $C_L=0.6$ 程度なので、初期速度は、

$$v = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} = 38.0 [\text{m/s}]$$

とする。

機体重心は主翼前縁から 30%の位置を想定しているので、その位置に重心が来るように機体体積領域の物性値を調整している。

非定常解析の初期値としては、時間間隔を 1 サイクルあたり 0.05sec とし、計 40 サイクルすなわち 2sec の計算を行った。

5.3 解析結果

主に機体に揚力を発生させているのは主翼であり、全機の揚力は主翼の揚力にはほぼ等しいと考えることができる。

図 5.3.1～図 5.3.6 に上下から 10m/s、12.5m/s、15m/s の突風を受けた際の、主翼の上面下面にかかる圧力の変化を示す。図中の 3 つの翼は、上から突風がないとき、上方向の突風を受けたとき、下方向の突風を受けたときの翼を表している。

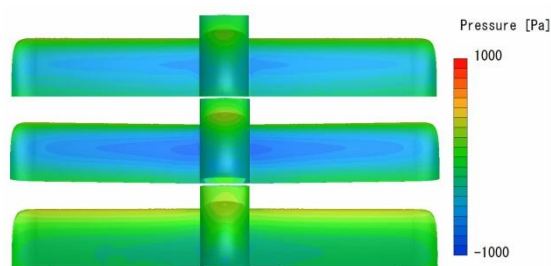


図 5.3.1 10m/s 上面

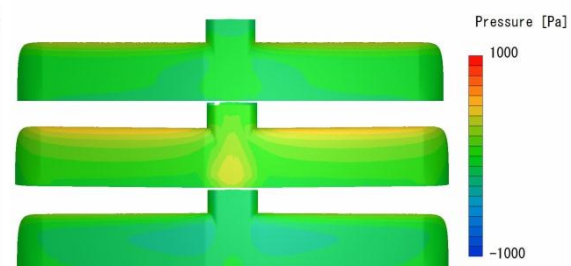


図 5.3.2 10m/s 下面

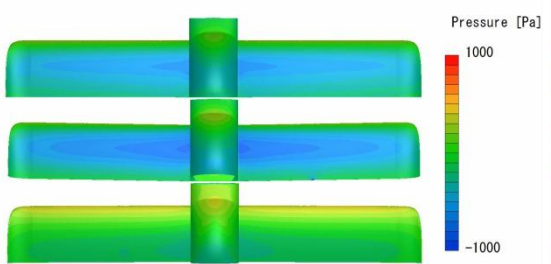


図 5.3.3 12.5m/s 上面

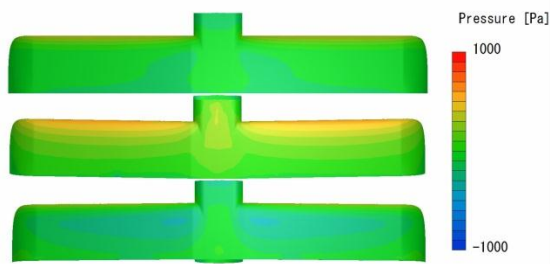


図 5.3.4 12.5m/s 下面

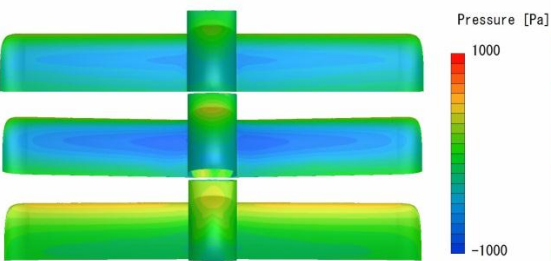


図 5.3.5 15m/s 上面

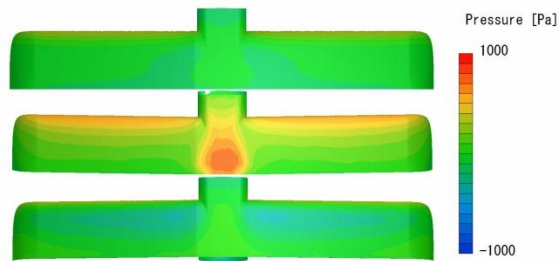


図 5.3.6 15m/s 下面

上向き突風を受けると機首下げモーメントが強くなって迎え角が減少し、揚力も減少するはずであり、下向き突風を受けると逆に揚力が増加するはずである。

全ての風速において、主翼上面を見ると、上向き突風では圧力の大きな変化は見られなかったが、下向き突風では圧力が増加していた。また、主翼下面を見ると、上向き突風では圧力が増加しており、下向き突風では圧力の大きな変化は見られなかった。つまり、揚力の増減に関わらず、突風を受けている面の圧力変化が大きいということである。

このことから、突風を受けた際の揚力変化は、迎え角が変化したことによる主翼揚力の増減ではなく、突風から受ける力の影響が大きいことが分かる。これは、LSA は飛行速度があまり早くないために、機速に対する突風の割合が大きいことによるものだと考えられる。図 5.3.7～図 5.3.9 に突風を受けた際の初期運動を示す。

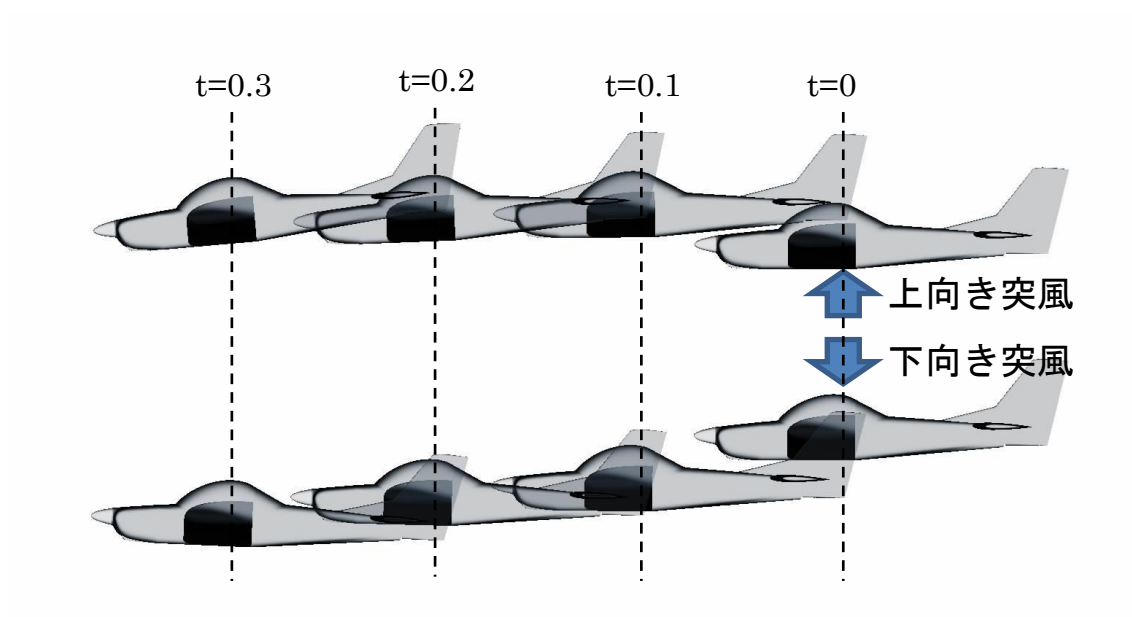


図 5.3.7 初期突風応答(10m/s)

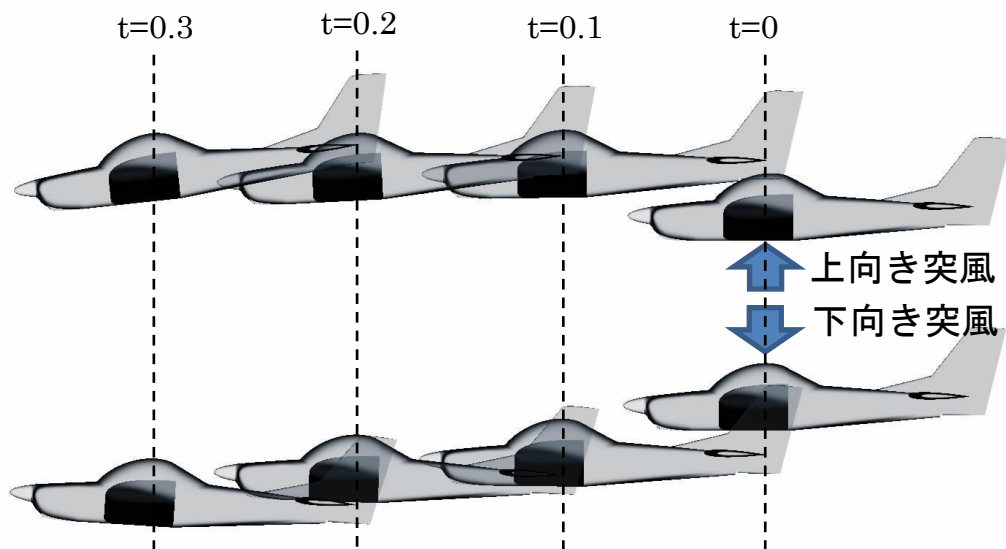


図 5.3.8 初期突風応答(12.5m/s)

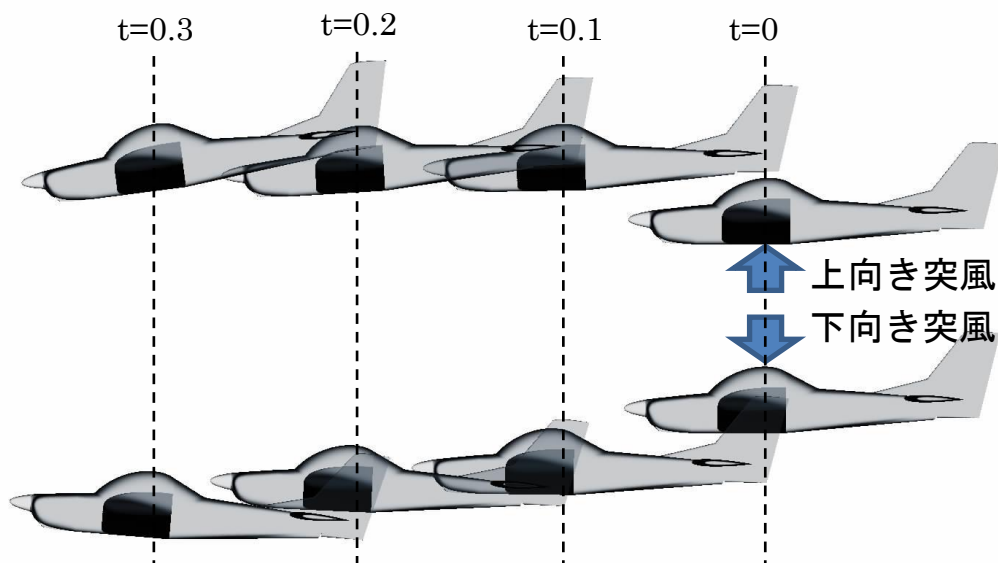


図 5.3.9 初期突風応答(15m/s)

上向き突風を受けた場合、突風の影響によって上向きの力が増加することで機体がほぼ水平のまま上昇した後、機首下げによる揚力の減少によって降下していくと分かった。下向き突風を受けた場合もまた、上向き突風とは逆の動きではあるが同様の運動をしていくと分かった。突風を受けて機体が大きく上昇または降下したときが動揺振幅の最大であると考えられ、その後安定に向かって動揺は収束していくものと考えられる。

表 5.3.1 に上下突風を受けた後の揚力及び迎え角を示す。計算の結果、上向き突風では、風速 15m/s で揚力が約 2 倍に達し、迎え角が約 10° も減ることが分かった。また下向き突風では、揚力がマイナスとなり、迎え角が増加することが分かった。これらは、通常の機体の反応（迎え角を増やせば揚力が増加する）と逆向きであり、突風に気が付かない場合には危険な操縦操作を誘発する可能性がある。

表 5.3.1 突風を受けた後の揚力及び迎え角

		揚力 [N]	迎え角[°]
突風なし		4325.5	0
上向き 突風	10 m/s	6444.4	-7.16
	12.5 m/s	7073.8	-8.16
	15 m/s	8105.8	-9.86
下向き 突風	10 m/s	-1552.2	3.32
	12.5 m/s	-2191.8	4.04
	15 m/s	-2884.9	5.79

また、突風を受けない場合の揚力から C_L を計算し、数値解析の妥当性を確認する。突風なしのときの C_L は、

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} = \frac{2 \times 4325.5}{1.0065 \times 38^2 \times 10.79} = 0.55$$

水平飛行時の設計揚力係数は 0.6 なので、誤差は 10%以内に収まっている。設計揚力係数はあくまで推算による数値なので、10%以内の誤差は許容範囲だと考えられる。よって、定常計算は妥当なものであることを確認した。

5.4 乗り心地の評価

表 5.3.1 の結果と、(5.1.1)式～(5.1.12)式を用いて求めた縦の短周期モードの動揺周期を図 5.4.1 に示す。

ただし、

$I_y : 1938.2 \text{ [kg} \cdot \text{m}^2]$

(詳細設計による 3 次元モデルから求めた)

$l_t : 3.435 \text{ [m]}$

$h : 0.3$

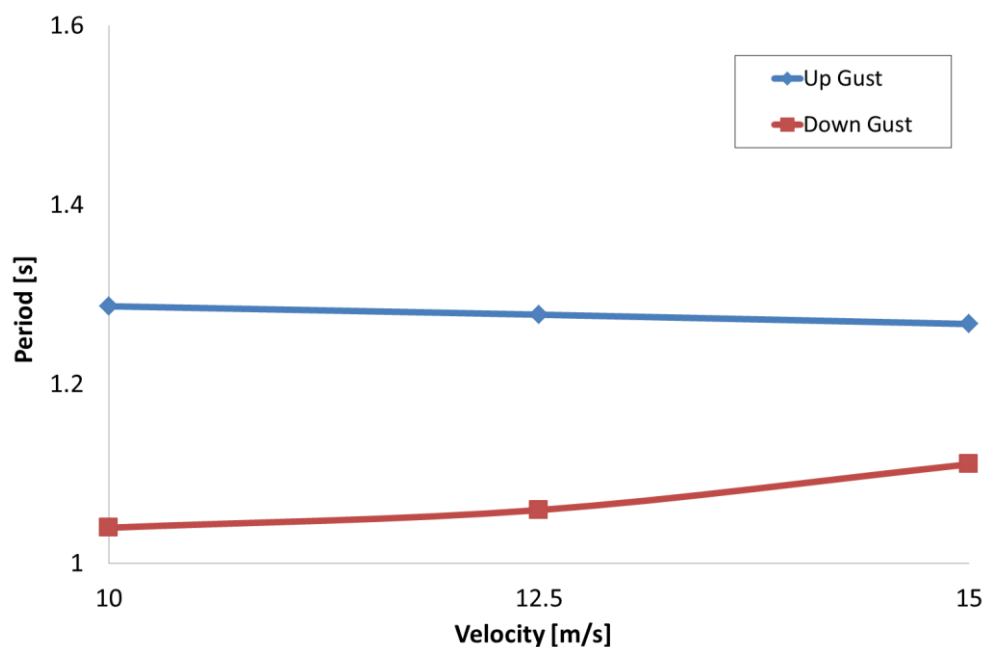


図 5.4.1 突風速度ごとの動揺周期

上向き突風に関しては風速の変化によらずほぼ一定の値を示す。下向き突風に関しては風速が増加するにつれて周期も増加しているが、増加率が穏やかなので風速が変化しても 1～2 秒程度の周期だと考えられる。

これらの動揺周期は突風の向きや風速によらず 1～2 秒程度の範囲に収まるので、図 3.2.4 における最も不快な周期(4～6 秒)に入ることはない。よって、ML-11 の突風を受けた際の動揺感覚にもとづく乗り心地は、不快感を与えるものではないことが分かった。

第 6 章 結論

新しいカテゴリーの小型航空機の設計開発を行い、主要な構造の設計製作を行った。また、3次元モデルを用いた構造振動解析ならびに CFD による突風応答解析を行い、乗り心地評価の観点から、上下突風を受けた際の機体の運動と動揺周期を求めた。その結果、以下の知見を得た。

- (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) 機体を 3D モデル化して振動解析を行った結果、ML-11 の飛行中の構造振動は乗り心地に影響しないことが分かった。
- (3) CFD による突風応答解析を行った結果、突風を受けた際の ML-11 の動揺は乗り心地に影響しないことが分かった。
- (4) LSA の設計パラメータと乗り心地の関係を解明していくことで、より良い乗り心地の機体の設計も可能になると考えられる。

今後は試作機 ML-11 の実機完成を目指し、実機の重心位置と、3D モデルの重心位置を比較し、今回の解析結果を反映させることが必要である。同時に、機体完成後には実機を用いた飛行試験を行うことで、解析によるシミュレーションの妥当性の確認が必要である。

第7章 参考文献

- 1) 乗員速報, 日本航空乗員組合, 54-092, 2007.12.12
- 2) 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の設計試作, 第 50 回飛行機シンポジウム講演集原稿, 3B03, 2011
- 3) ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS, SECTION FIFTEEN, Designation, F2245-10, 2010
- 4) FAA Aerospace Forecast Fiscal Years 2012-2032, pp.52, 2012
- 5) 内藤子生: 飛行力学の実際, 日本航空技術協会, pp.32-39,116,117, 1976
- 6) 李家賢一: 航空機設計法, コロナ社, pp.25,43,47,49,109,130,136-139,158, 2011
- 7) Low speed aerodynamic characteristics of NACA 6716 and NACA 4416 airfoils with 35 percent-chord single-slotted flaps, NASA TECHNICAL MEMORANDUM, NASA TM X-2623, 1974
- 8) Barnes W. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, WILEY, pp.179, 1994
- 9) 幸尾治朗: 航空機の乗り心地について, 航空宇宙技術研究所資料(TM-181), pp.1-3,10, 1970
- 10) 幸尾治朗: 航空機の乗り心地に関する研究, 航空宇宙技術研究所資料(TR-645), pp.13, 1980
- 11) 幸尾治朗, 斎藤秀夫, 矢沢健司, 塚野雄吉, 小野孝次: 航空機の動揺乗り心地に関する一実験, 航空宇宙技術研究所報告(TR-486), pp.5, 1977
- 12) 谷口修: 振動工学ハンドブック編集委員会編, 養賢堂, 1985
- 13) 鈴木信夫: 第 2 版 航空宇宙工学便覧, 丸善株式会社, pp.159,160, 1992
- 14) 海老原熊雄: 増補版 航空宇宙工学便覧, 丸善株式会社, pp.391,392, 1983
- 15) 山名正夫, 中口博: 飛行機設計論, 養賢堂, pp.93, 1974
- 16) 橋本梅治, 鈴木義男: 新しい航空気象, 株式会社クライム気象図書出版, 1976
- 17) 関利孝: 乱流大気中における航空機の突風応答理論・解析と予報問題, 日本気象学会機関誌“天気” 8 巻 9 号, pp.12, 1961
- 18) 加藤喜美夫: 航空と気象 ABC, 株式会社成山堂書店, pp.86, 2003
- 19) 比良次郎: 飛行の理論, 広川書店, 第 5 章 pp.24, 1988
- 20) 片柳亮二: 飛行機設計入門 2(安定飛行理論) 飛行機を安定に飛ばすコツ, 日刊工業新聞社, pp.29-57, 2012

謝辞

本研究を進行するにあたり、常に適切な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、機体の設計試作に関しては故 野口常夫先生の指導、監修により行われました。この場をお借りして先生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、ML-11 の製造支援をして下さった、株式会社西田技巧に御礼申し上げます。並びに、共に設計や試作作業に尽力した、本研究室修士2年生船越健介君、修士1年生安田怜君、作業の手伝いをしてくれた学部4年生猪鹿倉篤史君、柳澤勇介君、及び互いに励まし合いながら研究を進めてきた御法川研究室の皆様に感謝致します。