

令和 2 年度

卒業研究論文

20 人乗り小型電動旅客機 の 概念設計
および解析

1710950051 福原 明秀

近畿大学工学部機械工学科

流体エネルギー研究室

目次

1 緒言	3
1.1. 航空機の現状	3
1.2. 電動飛行機	5
1.3. 本研究の目的	6
2 研究手法	7
2.1. 概念設計の方法	7
2.2. 翼型の選定について	7
2.3. 性能推算の方法と考察について	8
3 結果と考察	9
3.1. 概念設計	9
3.2. 翼型の選定	13
3.3. 性能推算と考察	19
4 結言	22

参考文献

本論文で用いる記号

S_{TO}	: 離陸距離 [m]
S	: 主翼面積 [m ²]
P	: 最大エンジンパワー [kw]
W_{TO}	: 最大離陸重量 [kg]
σ	: 空気密度比 [-]
ρ	: 空気密度 [kg/m ³]
S_L	: 着陸距離 [m]
C_{D0}	: 有害抵抗 [-]
C_D	: 抗力係数 [-]
η_P	: プロペラ効率 [-]
C_L	: 揚力係数 [-]
C	: 定常上昇率 [m/s]
\bar{c}	: 平均空力翼弦 [m]
b	: スパン長さ [m]
α	: 迎角 [°]
Time	: 時間 [s]
h	: 高度 [m]
E	: 蓄電池容量 [kwh]
P_{cr}	: 巡航時のエンジンパワー [kw]
η_{conv}	: 電力・機械エネルギーの伝達効率 [-]
W_{bat}	: 蓄電池重量 [kg]
ρ_{bat}	: 蓄電池のエネルギー密度 [wh/kg]

1 緒言

1.1. 航空機の現状

昨今、地球温暖化などの環境問題が取り沙汰される中、乗り物の電動化が注目されている。航空機も例外ではなく、装備品の電動化率の向上に加え、推進系の電動化に関する研究開発が航空機製造業者および研究機関で進められている¹⁾。しかしながら航空機のファンやプロペラを電動モーターで駆動させるシステムでは重量の制約、燃料の代わりとなる蓄電池の配置、推進システムの低出力が大きな課題である。これらの課題に対して主翼と胴体と一体化させたブレンデッドウイングボディー(BWB)を適用した設計を行うことで機体重量を増やすことなく揚抗比を向上させ、機体内部の体積を大きくすることで蓄電池の搭載量を増加させる試み²⁾や、飛行中の抵抗発生源の一つである尾翼を廃し機体重量を軽減しつつ抵抗も減らす試みがなされている。しかし、これらの方法は大型機においては大きな効果が得られると考えられるが、小型機では費用対効果や機体規模に対する効果が薄いと考えられる。また、尾翼を廃して機体重量と抵抗を軽減する場合は、フライバイワイヤ(FBW)等コンピュータを用いた高度な制御をする必要があり、エネルギー源を蓄電池のみに頼った電動飛行機の場合は安全性に問題があると考えられる。

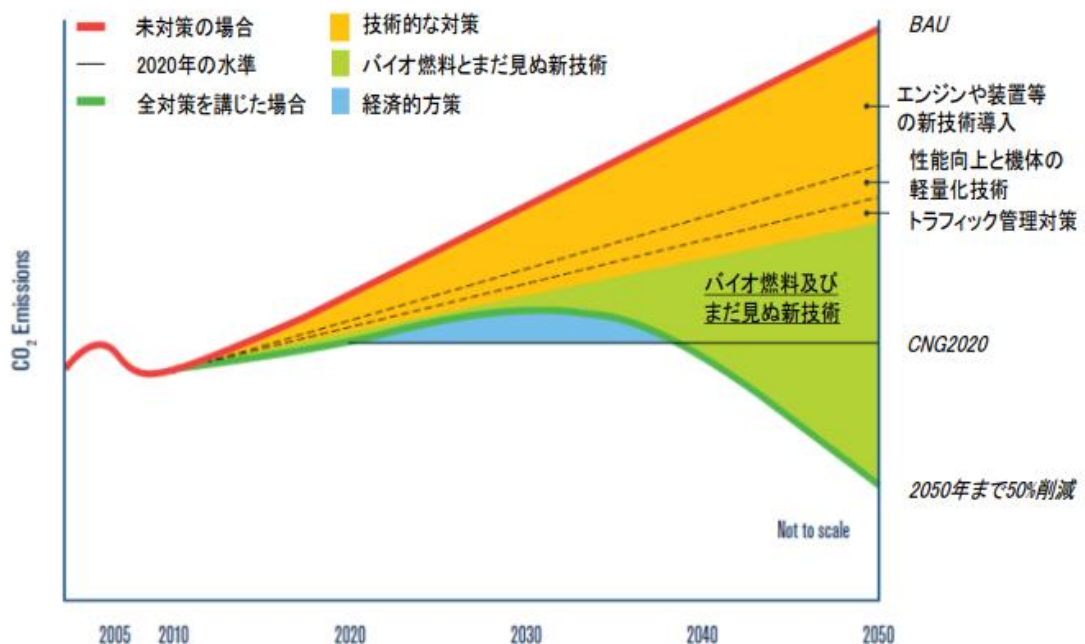


図 1.1 航空業界の CO₂ 削減目標³⁾



図 1.2 ブレンデッドウイングボディ機⁴⁾

1.2. 電動飛行機

電動飛行機は大きく分けて3種類あり,自動車と同様にハイブリッド方式と蓄電池のみの方式,燃料電池によって発電しながら飛ぶ方式がある.ハイブリッド方式は更に,エンジンを発電のみに用いて電気で飛ぶ方式と,エンジンを発電と推進に用い電気駆動するファンによってバイパス比を向上させる方式がある.

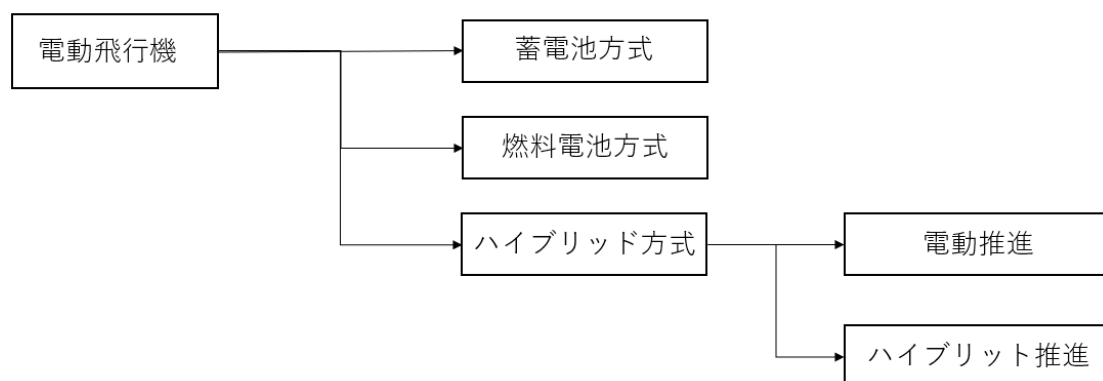


図 1.3 電動飛行機の方式

蓄電池式の利点としては,燃料電池方式に比べ空港側に大幅な設備変更を要求しない,飛行中の重量と重心変化が少なく設計が簡単であることがあげられる.燃料電池方式は,蓄電池に比べてエネルギー密度が大きく,高圧で圧縮して搭載した場合はジェット燃料と遜色ないエネルギー密度を達成できる事が利点であるが,高圧ガスを扱う以上運航者,運用者に専門の知識が必要で空港側にも大幅な設備変更を要求することが欠点である.ハイブリッド方式は,既存の空港で十分運用でき,更に推進システムの配置に大きな自由度があるので例えば,機体後部に配置することで機体の境界層を強制的に吸引し,抗力を減少させる(BLIファン)²⁾をすることで大幅に燃費を向上させることができるが,燃料を燃焼させるためこの3種類の中で最も環境負荷が高い.

1.3. 本研究の目的

本研究では安全性と環境負荷低減を目的に以下の研究を行う。

- ① 蓄電池のみで飛行する 20 人乗り電動航空機の概念設計
- ② 概念設計で作成した航空機の 2 方式を用いた性能推算
- ③ 現用機との比較

論文は 4 つの章から構成されている。第 2 章では研究手法を記す。第 3 章では概念設計の手法に基づき機体の最大離陸重量, 離着陸性能, 上昇性能の推算及び翼型の選定を行う。さらに 2 種類の方法によって航続距離の推算を行い, 航空機の電動化における今後の課題の検討を行う。第 4 章では研究の結言をまとめる。

2 研究手法

2.1. 概念設計の方法

概念設計は従来のプロペラ機の設計法⁵⁾に基づき行った。ここで用いられる式は経験式が多いが、機体の詳細な形状が決定していない場合は非常に有用である。

機体の外形については、乗客数とペイロードの大きさから機体の中胴体の大きさと断面形状を求め、乗員数から前胴部の形状を求めた。後胴部は主翼と尾翼の位置関係を考慮して形状を求め、全部位の胴体形状をつなぎ合わせて機体の外形を決定した。

最大離陸重量を乗員と乗客の重量とペイロード重量、空虚重量、燃料重量から求め、最大離陸重量と目標にする離着陸距離から主翼面積とエンジンパワーを求めた。これらの結果から経験式を用いて大まかな抗力を求めた後、法律で求められる所定の性能を満たすか検討した。ここで、機体の外形と主翼面積、エンジンパワーから上昇性能と巡航速度を推算した。

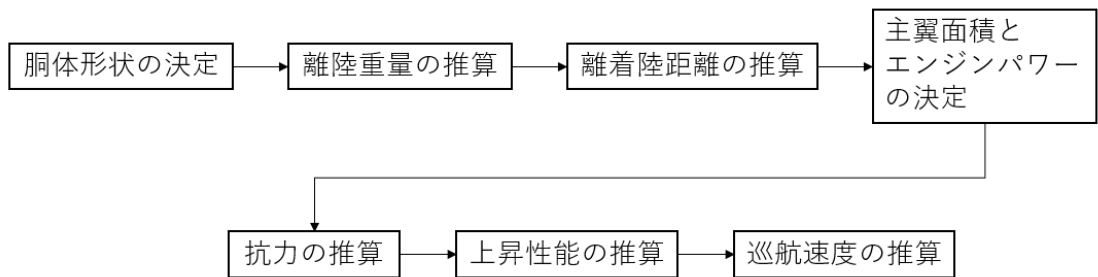


図 2.1 概念設計の概要

ここまでで作成した機体パラメータを基に水平尾翼と垂直尾翼の面積を求め、概念設計図を描いた。

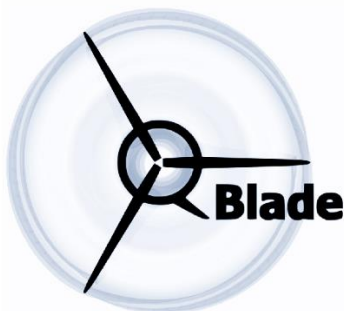
2.2. 翼型の選定について

公開されている翼型から主翼は NASA/LANGLEY MS(1)-0317 と DORNIER A-5 の 2 種類、尾翼は NACA0009 と NACA0012, NACA0015 の 3 種類を選び解析をおこなった。解析手法は各翼の空力翼弦長と巡航速度から求めたレイノルズ数、各翼型のデータを QBlade⁶⁾ に入力して解析を

おこなった。その後、解析結果から所定の性能を満たし、かつ性能の良いものを選択し、今回の概念設計で設計した航空機に用いることにした。



Click on the Airfoil Design Module in the Toolbar to Start



v0.96

図 2.2 QBlade

2.3. 性能推算の方法と考察について

電動航空機の高度別の航続距離推算方法が無いので、設計した機体パラメータから巡航高度に到達するまでの時間と飛行時間を推算し、航続距離を求めた。ここで、参考文献⁷⁾にある航続距離の推算式から求めた航続距離と比較し、これらの結果の差異について考察した。また、現用機とも比較して結果の差異を考察した。

3 結果と考察

3.1. 概念設計

中胴部にある客室と貨物室は、乗客 20 人、2 列座席、シートピッチ 0.75m、貨物無しとしたので、中胴部の長さは 7.5m、座席の幅と通路の幅をそれぞれ 0.50m と 0.55m として直径 2.5m の円筒となった。前胴部は乗員 2 名のみとしたため長さ 3.5m、後胴部は主翼や重心からの距離を考慮して 5m となり、全長 16m になった。

重量は、乗客 20 人の重量を 1860kg、乗員 2 人の重量を 186kg、貨物無しなのでペイロード重量 0kg、空虚重量は同クラスの現用機から 4214kg、燃料（蓄電池）重量も同クラスの現用機から 1000kg とした。結果、最大離陸重量は 7260kg (=16001b) となった。

離着陸距離は 1000m 級の滑走路で運用できるように考慮して 600m (=1960ft) で離着陸できるようにした。これを踏まえて、経験式 (3.1) を用いて離陸時の主翼面積とエンジンパワーの関係を求めた。

$$S_{TO} = 8.134(W/S)_{TO} \frac{(W/P)_{TO}}{\sigma C_{Lmax,TO}} + 0.0149 \left((W/S)_{TO} \frac{(W/S)_{TO}}{\sigma C_{Lmax,TO}} \right)^2 \quad (3.1)$$

なお、式 (3.1) では主翼面積は ft^2 、エンジンパワーは hp 、最大離陸重量は lb を用いる。また、離陸時の揚力係数 ($C_{Lmax,TO}$) は旅客機で一般的な数値⁵⁾ の 1.7 とした。この結果を単位換算したうえで図 3.1 に示す。

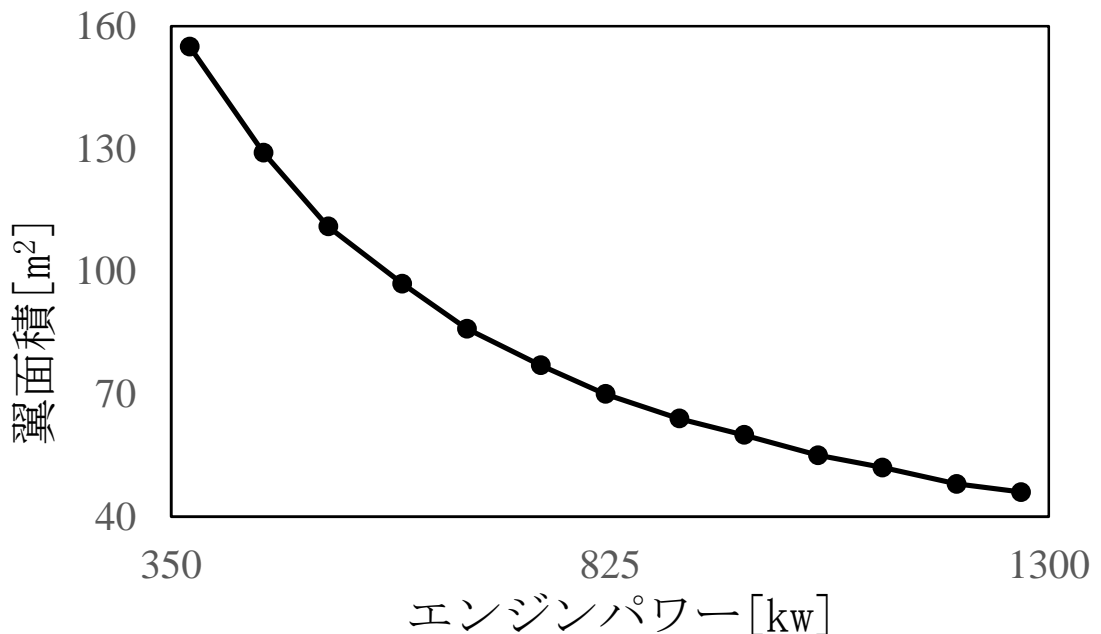


図 3.1 離陸に必要な主翼面積とエンジンパワーの関係

着陸時の主翼面積とエンジンパワーの関係は、経験式 (3.2) を用いて求めた。

$$S_{TO} = 1.0272 \frac{W_{TO}}{\rho S_L C_{Lmax.L}} \quad (3.2)$$

なお、式 (3.2) も主翼面積は ft^2 、エンジンパワーは hp 、最大離陸重量は lb を用いる。ここで、式 (3.2) は翼面積と着陸時の揚力係数 ($C_{Lmax.L}$) のみによって決定されることが分かる。着陸時の揚力係数は旅客機で一般的な数値⁵⁾の 1.7 としたので、翼面積は $6m^2 (=64ft^2)$ となった。これらの結果から、主翼面積は $55m^2 (=592ft^2)$ 、エンジンパワーは $1120kw (1500hp)$ とした。この数値の内、主翼面積は同クラスの現用機と比較するとわずかに大型化したものの、十分運用できる大きさである。エンジンパワーは、現在用いられている電動機の内、高速鉄道用のものと非常に近いため、実用化できると考えられる。ここまでの、機体全体の表面積と主翼の面積が求まったため、式 (3.3) (3.4) を用いて大まかな抗力係数を求めることができる。

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S} \quad (3.3)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (3.4)$$

ここで、 C_{fe} は等価摩擦抵抗係数であり文献^{5) 8) 9) 10)}より 0.006、 S_{wet} は機体の表面積であり、ここでは $216m^2 (=2325ft^2)$ 、 e はオズワルドの効率係数であり文献⁵⁾⁸⁾より今回は 0.75 とした。 AR はアスペクト比であり、今回は 7 とし、計算を行った。結果として C_{D0} は 0.024、 C_D は 0.20 となった。ただし、離陸時には e から 0.05 を引き、 C_{D0} に 0.045 を加え、着陸時には e から 0.10 を引き、 C_{D0} に 0.01 を加える必要がある。この時の C_D はそれぞれ 0.256、0.311 である。

法律で求められる所定の性能を満たしているかは式 (3.5) を用いて確認する。

$$\gamma = 19\eta_P \sqrt{\sigma} \sqrt{C_L} / \sqrt{\frac{W}{S} / \left(\frac{W}{P}\right) - \frac{C_D}{C_L}} \quad (3.5)$$

このときの C_D は離陸時の 0.256 を用いる。今回は双発を想定しているため、最大エンジンパワーの半分のときに $\gamma=0.024$ 以上、必要である⁵⁾。これまでに求めた各数値を式 (3.5) に代入した結果 $\gamma=0.026$ になるので、問題

ないと分かった.

上昇性能は式 (3.6) を用いて推算した.

$$C = 33000 \left\{ \frac{\eta_P}{W/P} - \frac{\sqrt{W/S}}{19(C_L^{1.5}/C_D)\sqrt{\sigma}} \right\} \quad (3.6)$$

結果は,7.27m/s であった.なお,式 (3.6) の結果は ft/min で算出されるので,単位換算をおこなった.

巡航速度は,巡航時のエンジンパワーを最大エンジンパワーの 56%の 840hp (=630kw) として,各高度の大気密度に合わせて巡航中の必要パワーと空気抵抗による釣合いの式 (3.7) から推算した.

$$V_{cr} = \sqrt[3]{\frac{2\eta_P P_{cr}}{1.1\rho C_{D0}S}} \quad (3.7)$$

なお,式 (3.7) の結果は knot で算出されるが,単位変換した上で図 3.2 に示す.

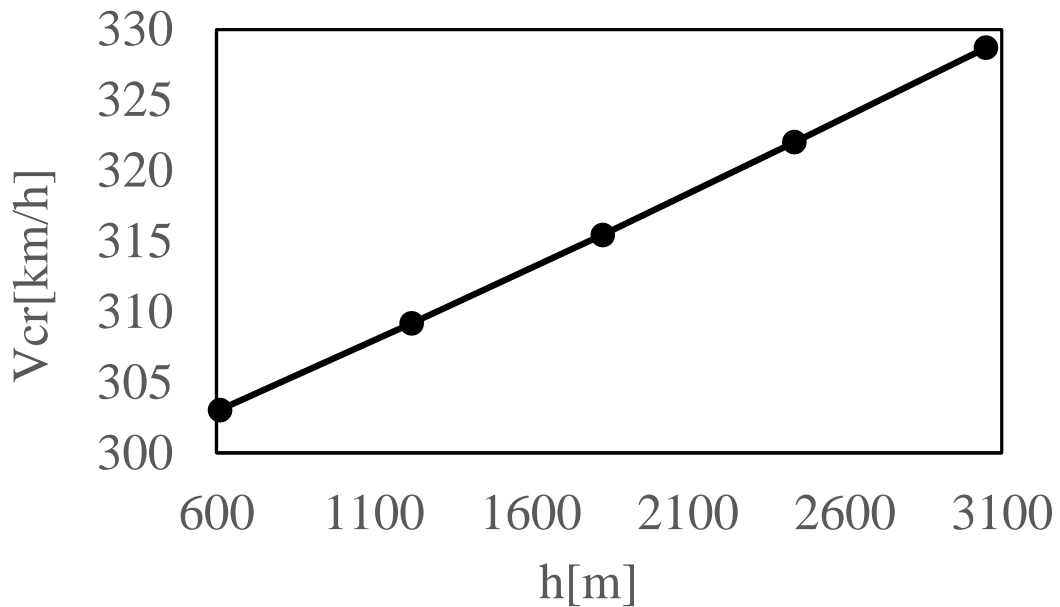


図 3.2 高度ごとの巡航速度

水平尾翼は,式 (3.8) で推算した.

$$S_H = V_H \frac{\bar{c}S}{l_H} \quad (3.8)$$

ここで, V_H は水平尾翼容積といい,機種別に統計的に整理された値である 0.8 を用いた^{5) 11) 12)}. \bar{c} は翼面積とアスペクト比より 2.8m (=9.2ft), l_H は機体の重心から水平尾翼の空力中心位置までの距離で,今回は機体全長の 50%の 8m とした.この結果,水平尾翼面積は 15.5m² (=166ft²) となった.

垂直尾翼は式 (3.9) で推算した.

$$S_V = V_V \frac{bS}{l_V} \quad (3.9)$$

ここで, V_V は垂直尾翼容積といい, 機種別に統計的に整理された値である 0.07 を用いた^{5) 11) 12)}. l_V は機体の重心から垂直尾翼の空力中心位置までの距離で, こちらも機体全長の 50% の 8m とした. この結果, 垂直尾翼面積は 9.7m^2 ($=104\text{ft}^2$) となったが, 大きすぎると感じたため, 2 枚に分割することにした.

ここまでの結果から, 概念設計で作成した機体を図 3.3 に示す.

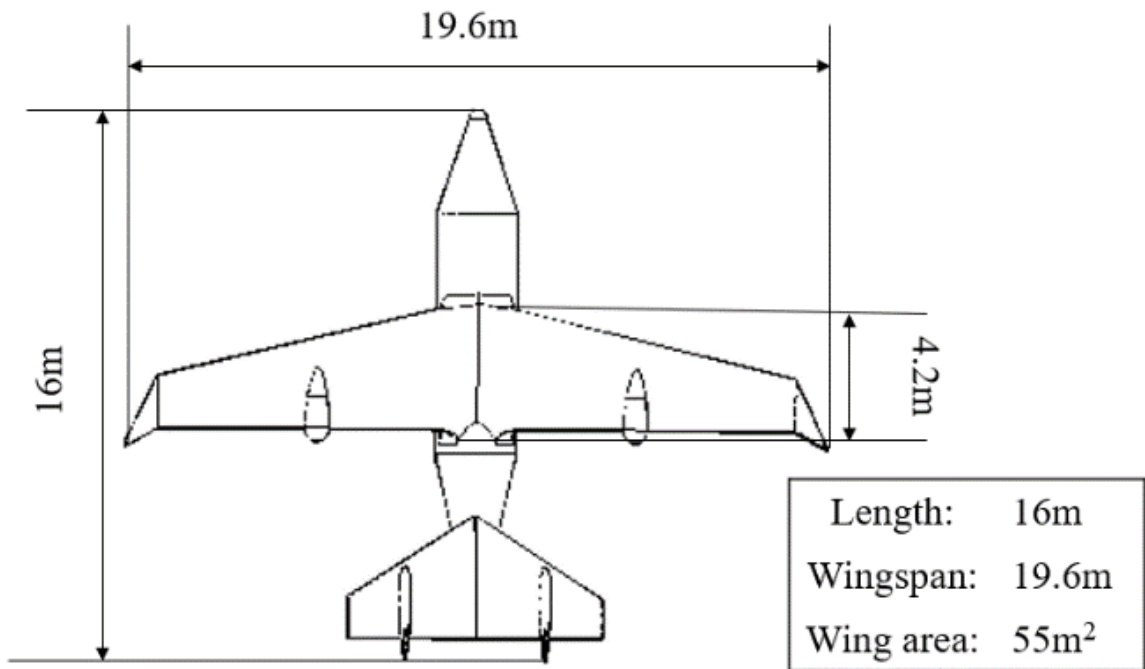


図 3.3 概念設計図

3.2. 翼型の選定

主翼の解析に用いた NASA/LANGLEY MS(1)-0317 と DORNIER A-5 の翼型を図 3.4 に示す.

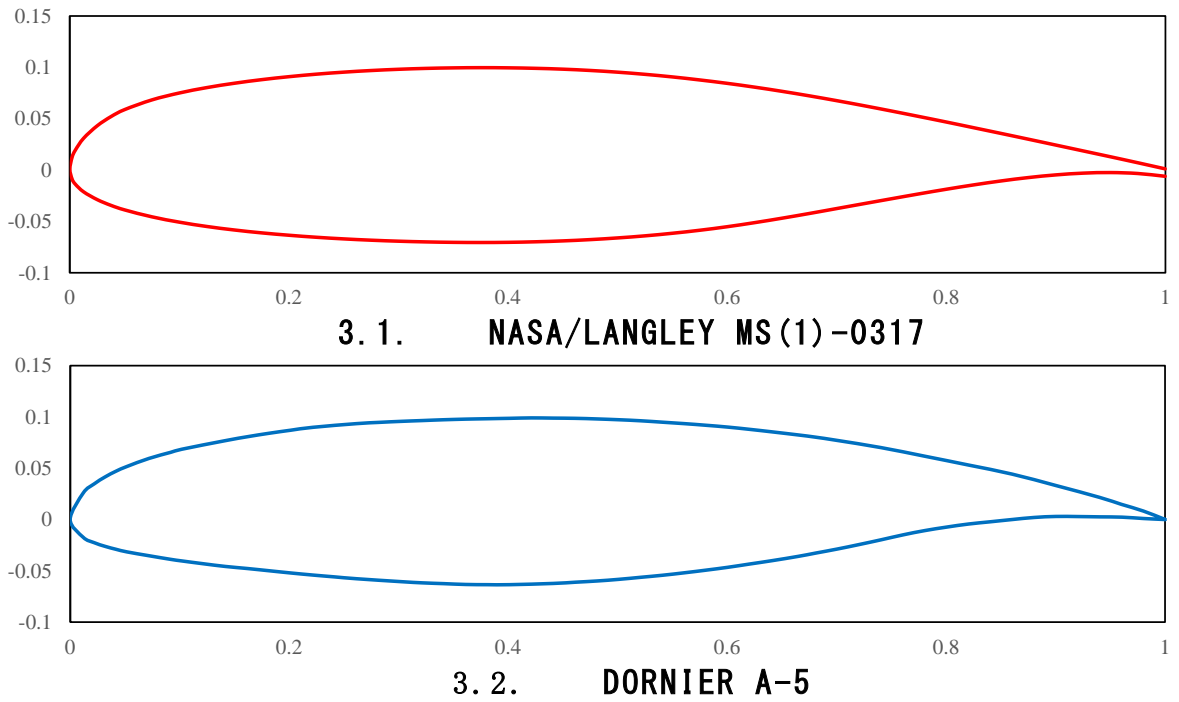
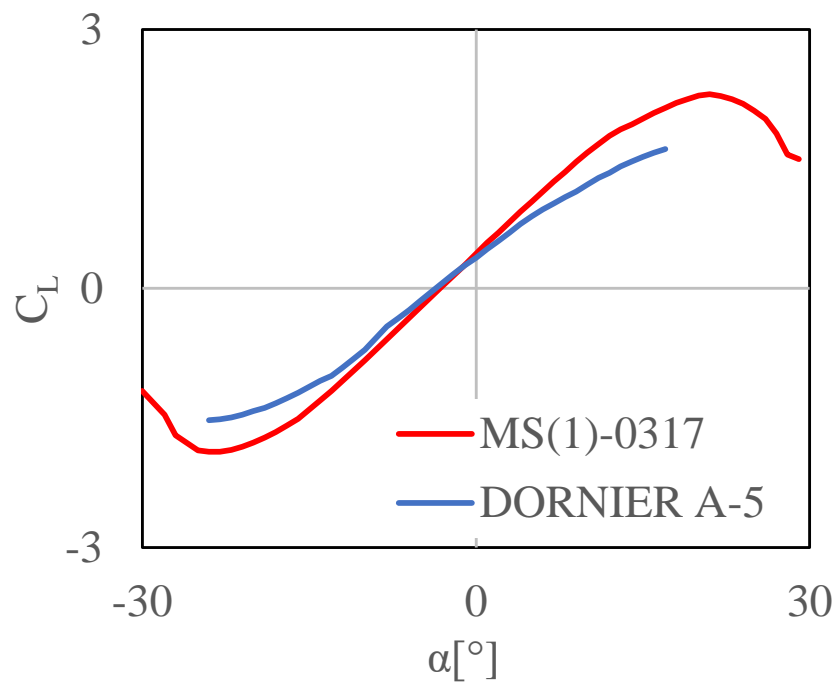
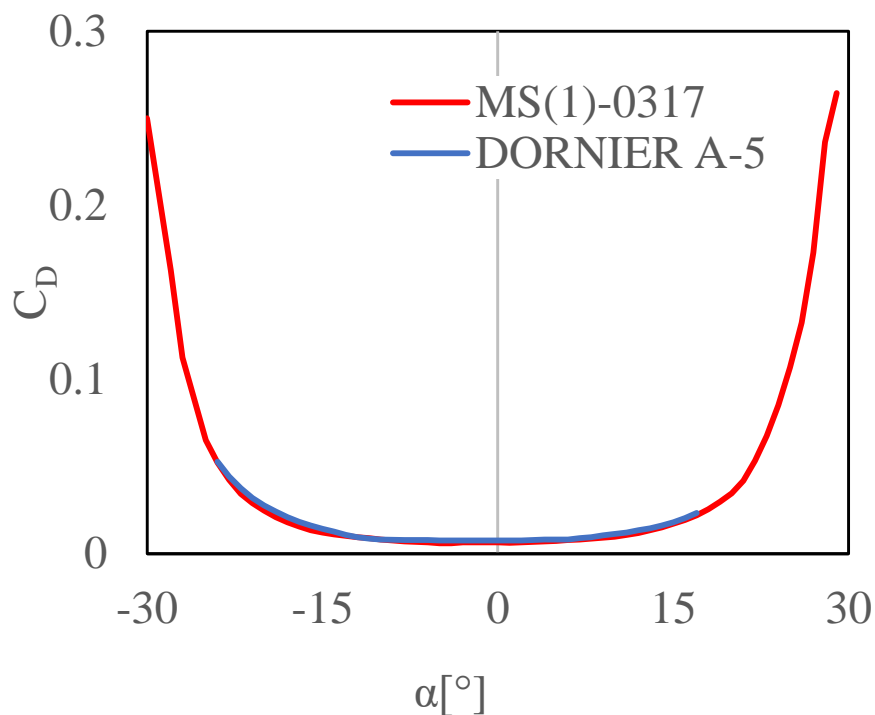


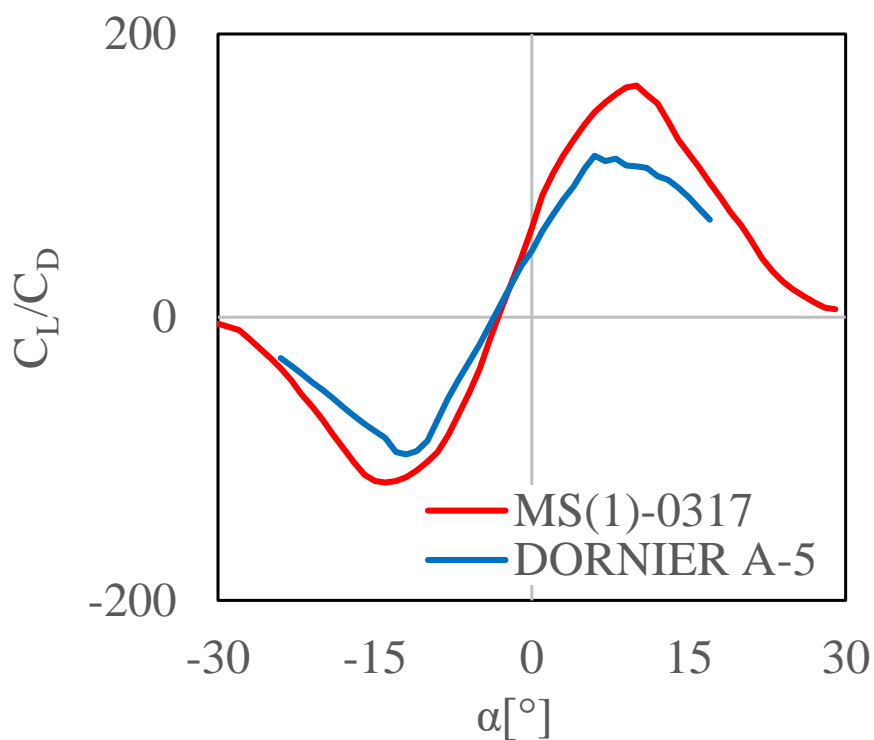
図 3.4 NASA/LANGLEY MS(1)-0317 と DORNIER A-5 の翼型形状

図 3.2 より流速 82m/s,平均空力翼弦 2.8m,これより $Re=16,000,000$ として解析した結果を図 3.5 に示す.





(b) 抗力係数の関係



(c) 揚抗比

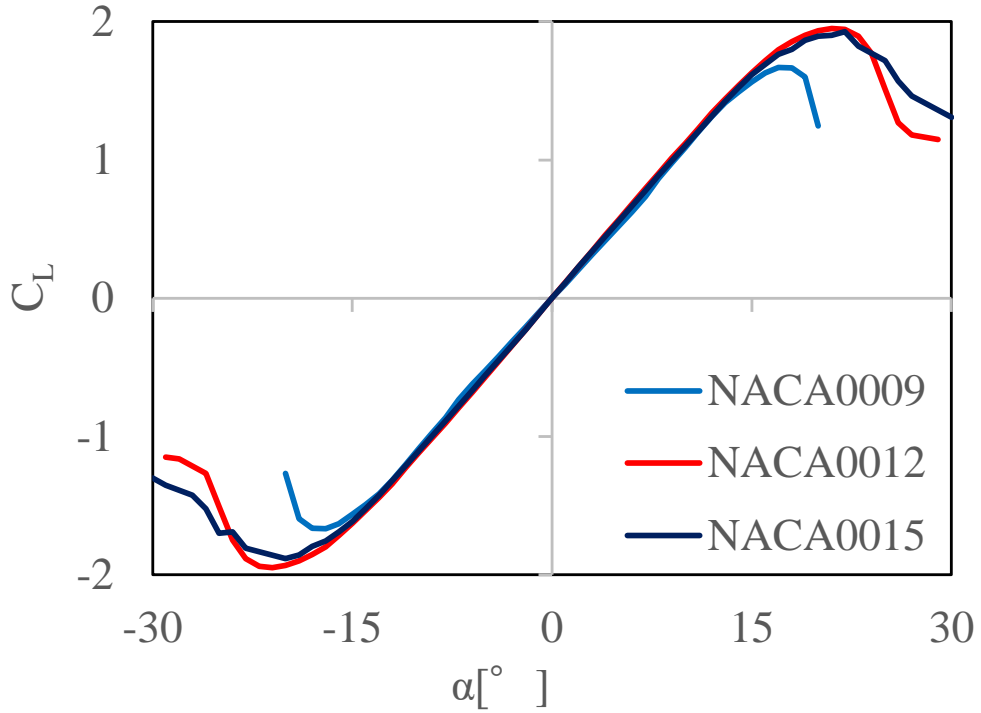
図 3.5 翼型の空力特性

これらの結果から、どちらの翼型も所定の性能を発揮しているものの、MS (1) -0317 の揚抗比は DORNIER A-5 より良いので、こちらの翼型を用いることとした。

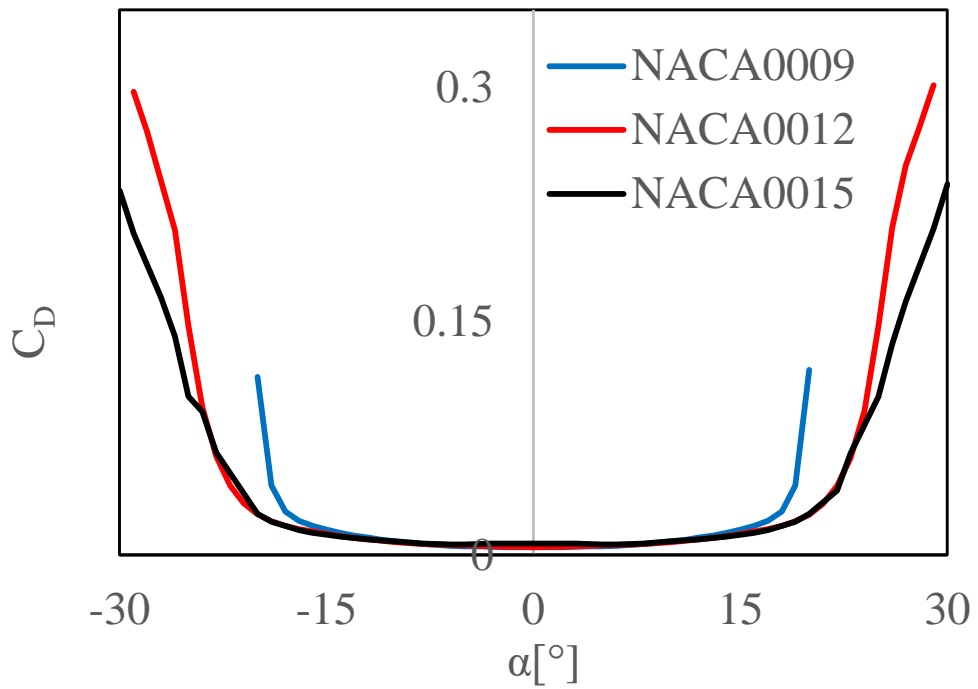
尾翼の解析に用いた NACA0009 と NACA0012, NACA0015 の翼型は厚

み比が異なるのみなので翼型は省略する.

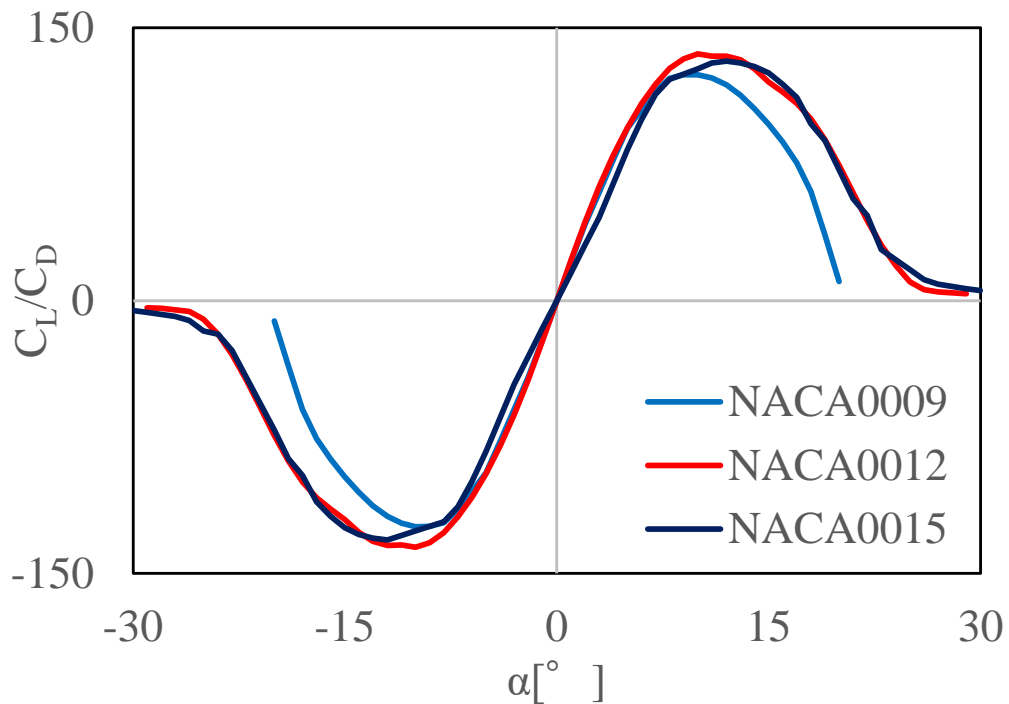
水平尾翼は平均空力翼弦を 2.5m としてレイノルズ数を計算し, $Re=14,000,000$ となったので, これを用いて解析をおこなった. 結果を図 3.6 に示す.



(a) 揚力係数の関係



(b) 抗力係数の関係

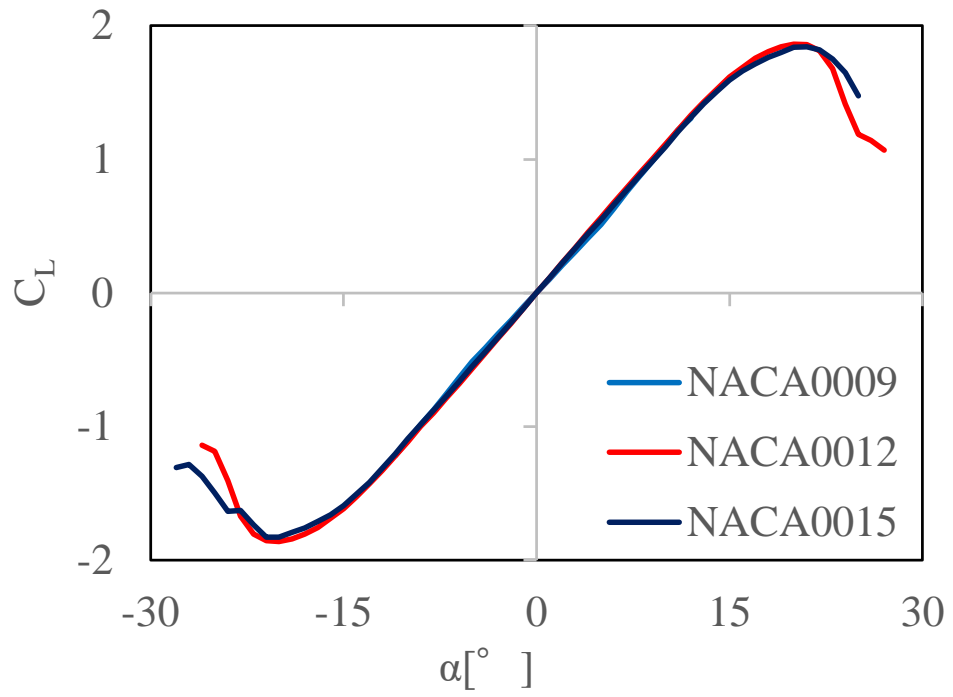


(c) 揚抗比

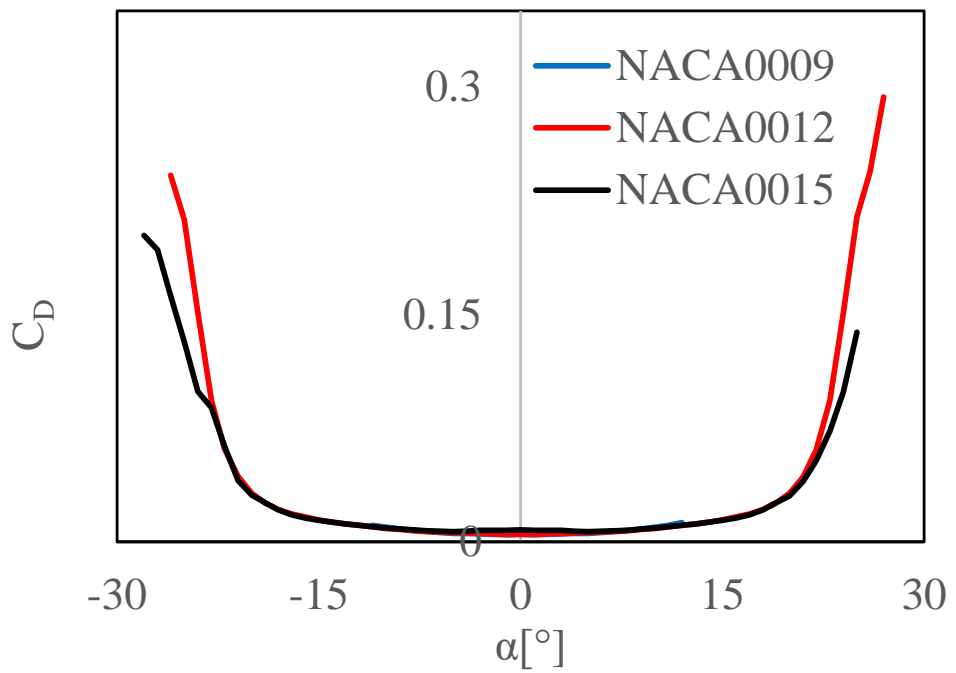
図 3.6 翼型の空力特性

この結果から, NACA0009 は主翼よりも先に失速するので所定の性能を満たせないことが分かった. 残りの 2 種類については所定の性能を満たすが, NACA0015 の失速特性が穏やかだったので, NACA0015 を用いることとした.

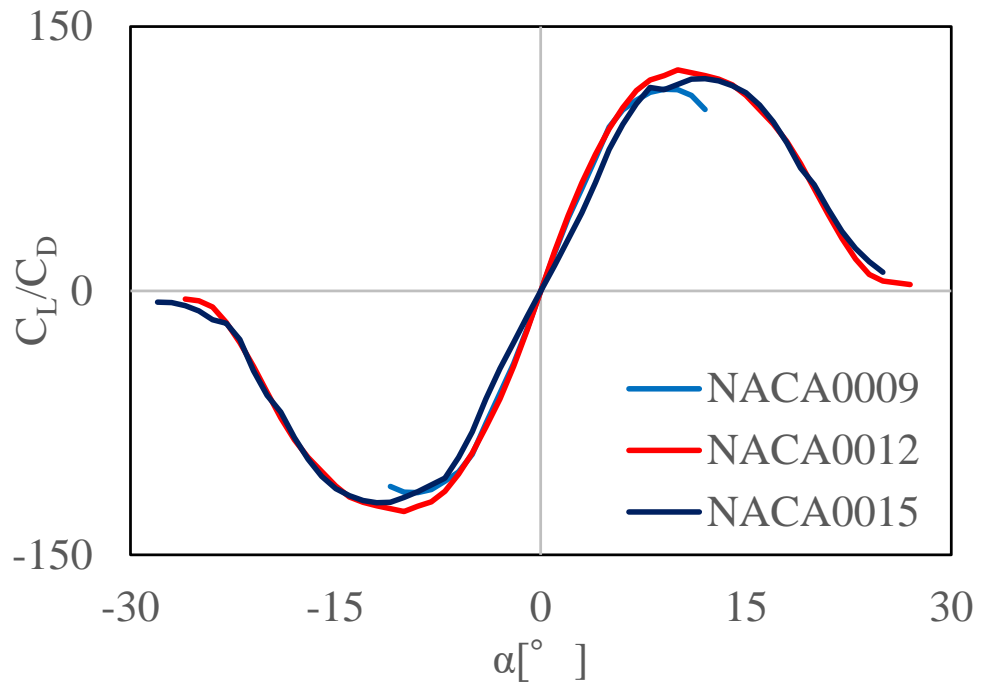
垂直尾翼は平均空力翼弦を 1.6m としてレイノルズ数を計算し, $Re=9,000,000$ となったので, これを用いて解析をおこなった. 結果を図 3.7 に示す.



(a) 揚力係数の関係



(b) 抗力係数の関係



(c) 揚抗比

図 3.6 翼型の空力特性

この結果から, NACA0009 は主翼よりも先に失速するので所定の性能を満たせないことが分かった. 残りの 2 種類については所定の性能を満たすが, NACA0015 の失速特性が穏やかだったので, 垂直尾翼にも NACA0015 を用いることとした.

3.3. 性能推算と考察

巡航高度に到達するまでの時間は、式 (3.10) を用いて求めることとした。

$$Time = \frac{h}{C} \quad (3.10)$$

ただし、ここでの C は巡航高度に到達するまでの平均上昇率である。今回は式 (3.6) で求めた定常上昇率から安全を考え 5.7m/s とした。これらから式 (3.10) の結果は図 3.7 になる。

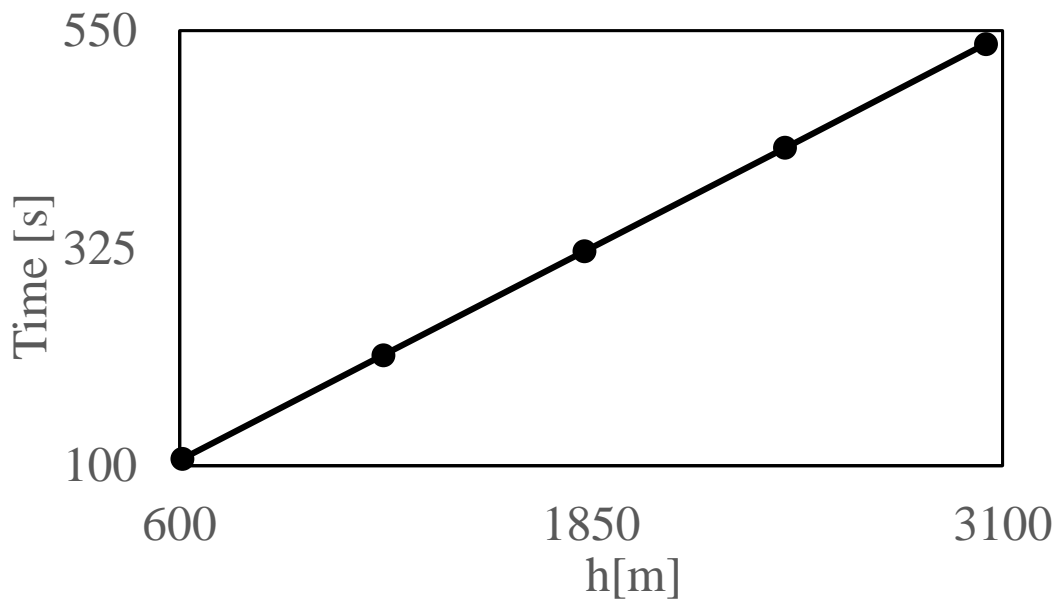


図 3.7 巡航高度に到達するまでの時間

この結果から巡航高度に到達するまでに消費したエネルギーを求めることができる。ここで、蓄電池の密度を 260wh/kg とし、巡航高度に到達した際の残りのエネルギー残量 E_{cr} を式 (3.11) で計算すると結果は図 3.8 のようになる。

$$E_{cr} = E - (P \times Time) \quad (3.11)$$

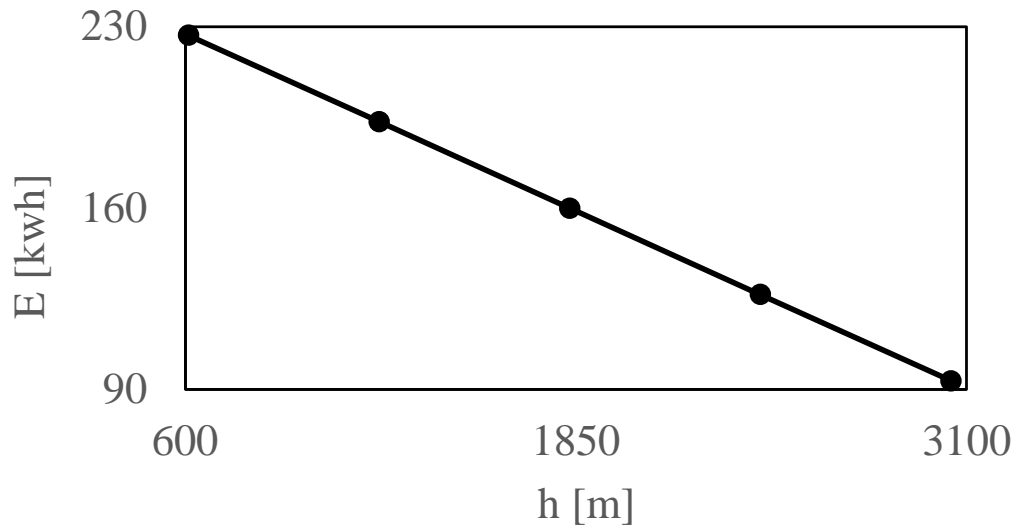


図 3.8 巡航高度に到達した際のエネルギー残量

これらの結果から巡航高度別の航続距離を求める式 (3.12) を考案した。

$$R = V_{cr} \frac{E_{cr}}{P_{cr}} \quad (3.12)$$

この結果が図 3.9 である。

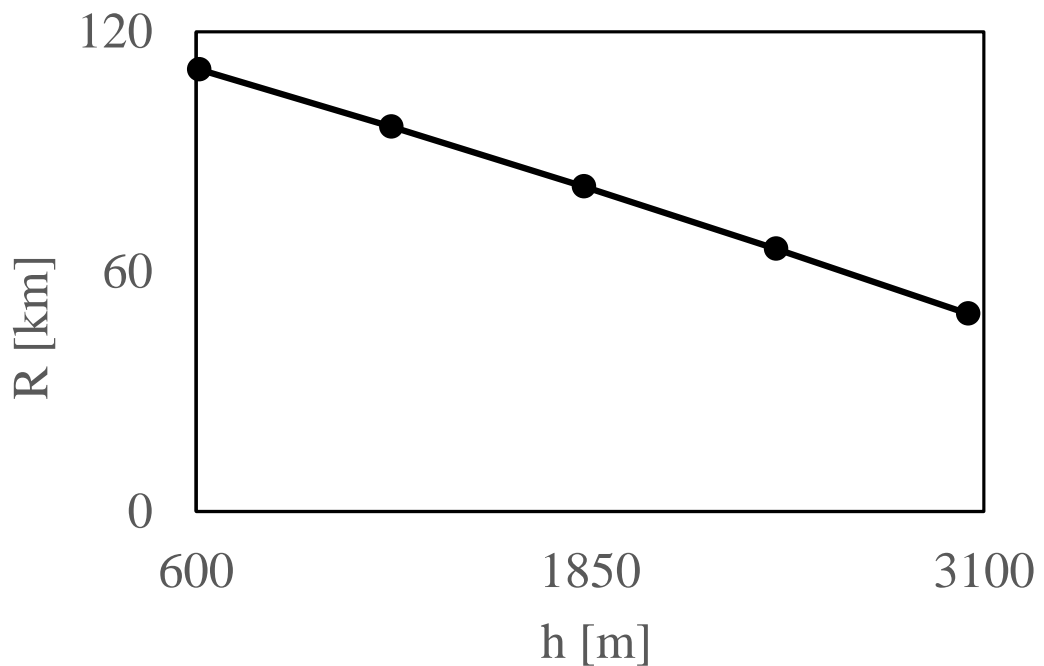


図 3.9 巡航高度と航続距離の関係

今回は、高度 3100m まで計算を行ったが図 3.9 から巡航高度と航続距離には比例関係にあると考えられる。このことからある一定高度以上になると航続距離がマイナスになり、巡航高度まで到達できなくなると考えられる。

ところで,参考文献⁴⁾によると,電動航空機の航続距離はブレゲーの式を用いて式(3.13)で求めることができるという.

$$R = \frac{1}{g} \eta_p \eta_{conv} \frac{L}{D} \frac{W_{bat}}{W_{max.TO}} \rho_{bat} \quad (3.13)$$

ここで, η_{conv} を1として計算すると,航続距離は49kmとなった.この結果は,式(3.12)で求めた結果の高度3050mのときの航続距離とほぼ同等であり,巡航高度がこれ以下になった場合には大幅な差異が生じた.要因として,式(3.13)は上昇で消費されたエネルギーを考慮していないため,今回設計した電動航空機のように蓄電池容量の少ない機体では高度の影響が大きく,式(3.12)では上昇中のエネルギー消費を考慮しているので低高度での航続距離が伸びたと考えられる.

また,同クラスの現用機と比較した場合,同クラスの現用機は1000km以上の航続距離があるので,電動航空機は10分の1以下の航続距離である.原因として蓄電池のエネルギー密度の低さが考えられる.この問題の解決案としては機体重量に占める蓄電池重量を大きくすると同時に,蓄電池のエネルギー密度を増やすことが必要であると考えられる.機体重量に占める蓄電池重量を大きくするには,空虚重量を減らすことが必要だが,これはCFRPといった複合材料の適用などによって達成することができる.蓄電池のエネルギー密度を増やすには,正極に空気を用いるリチウム空気電池等を用いればよく,リチウム空気電池の場合エネルギー密度は2650wh/kg¹³⁾となることから飛躍的に航続距離を延ばすことが期待できるが,今回用いたエネルギー密度は260wh/kgであったことから今回の概念設計で作成した機体では,航続距離は10倍程度になると予想される.

4 結言

本研究では,20人乗り小型電動旅客機の概念設計と性能解析をおこなった.

概念設計の結果,主翼は 55m^2 ,電動機は 560kW 必要とすることが分かった.しかし,主翼は現用機と比べてもさほど大きくなく,整備された空港での運用には問題ないと考えられた.電動機は新幹線等の高速鉄道で用いられるものは 300kW 程度²⁾ であることから十分実用範囲であると考えられた.

性能解析の結果,現状ではレシプロエンジンやターボプロップ,ターボファンを用いた航空機に対して10分の1以下の航続距離になる事が分かった.現在の技術を用いて製造した場合,航続距離の面で現用機に遠く及ばず,貨客運搬用途では商業ベースに乗せることはほぼ不可能であると考えられる.しかし,将来的に蓄電池技術の発展によってリチウム空気電池等の空気二次電池が実用化された場合,電動航空機は大容量蓄電池と蓄電池に充電するための低コスト電源を組み合わせることで十分商業的に成功できると考えられる.

参考文献

- 1) 西沢 啓, “航空エンジンの電動化が変える未来”, 日本機械学会誌, Vol. 123, No. 1224 (2020), pp.4-5.
- 2) 山北 晃久, 戸井 康弘 “航空エンジンの電動化が変える未来”, 日本機械学会誌, Vol. 123, No. 1224 (2020), pp.10-13.
- 3) NEDO 技術センターレポート vol.11, 2017年11月号
- 4) NASA: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/multimedia/imagegallery/X-48B/index.html> (参照: 2021年2月1日)
- 5) 李家 賢一, 航空機設計法, コロナ社, 2011年.
- 6) D. Marten, “QBlade v0.95 Guidelines for Lifting Line Free Vortex Wake Simulations”, TU Berlin, (2016).
- 7) 水素社会に向けた航空機に関する研究会, 宇宙航空研究開発機構特別資料 水素社会に適応する航空機の検討, JAXA (2016).
- 8) J. Roskam, “Airplane Design Part I, Preliminary Sizing of Airplanes”, DAR Corporation, (1985).
- 9) L. K. Loftin, Jr, “Subsonic Aircraft, Evolution and the Matching of Size to Performance”, NASA Reference Publication RP-1060 (1980).
- 10) D. P. Raymer, “Aircraft Design, A Conceptual Approach”, AIAA (1992).
- 11) J. Roskam, “Airplane Design Part II Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System”, DAR Corporation (1985).
- 12) D. P. Raymer, “Aircraft Design, A Conceptual Approach 2nd ed.”, AIAA (1992).
- 13) 嶋田 幹也, “革新電池の研究開発動向”, Panasonic Technical Journal Vol. 63 No.1 (2017) .