



Title	プロペラ用翼型最適化とスタイロフォーム充填工法を一部採用した製作精度向上の検討
Author(s)	
Citation	令和5（2023）年度学部学生による自主研究奨励事業研究成果報告書．2024
Version Type	VoR
URL	https://hdl.handle.net/11094/95185
rights	
Note	

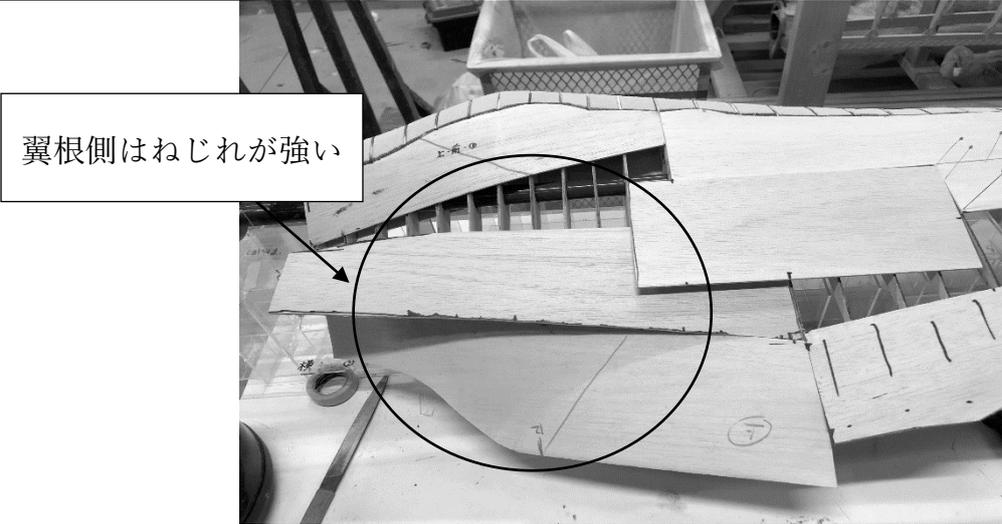
The University of Osaka Institutional Knowledge Archive : OUKA

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

The University of Osaka

令和5年度大阪大学未来基金「学部学生による自主研究奨励事業」研究成果報告書

ふりがな氏名	あぼ りょうへい 安保 遼平	学部 学科	工学部 応用理工学科	学年	2年
ふりがな 共同 研究者氏 名	たむら さとき 田村 聡規	学部 学科	理学部 物理学科	学年	2年
					年
					年
アドバイザー教員 氏名	たけうち し んたろう 竹内 伸太郎	所属	工学研究科		
研究課題名	プロペラ用翼型最適化とスタイロフォーム充填工法を一部採用した製作精度向上の検討				
研究成果の概要	研究目的、研究計画、研究方法、研究経過、研究成果等について記述すること。必要に応じて用紙を追加してもよい。(先行する研究を引用する場合は、「阪大生のためのアカデミックライティング入門」に従い、盗作剽窃にならないように引用部分を明示し文末に参考文献リストをつけること。)				
1. 研究背景・目的					
<p>私たちは大阪大学飛行機制作研究会 albatross で人力飛行機の制作を行い、鳥人間コンテストへの出場、飛距離を伸ばすことを目的に活動している。人力飛行機において、プロペラは唯一の推進機構であり、効率の良いプロペラを設計し、正確に設計形状を再現することが非常に重要である。albatross は去年度に機体コンセプトを大幅に変更し、人力飛行機としては標準的なダイダロス型尾翼機¹を採用した。機体は完成し、5月のテストフライトでは機体の浮上には成功したものの、力のつり合いを保ちながら飛行する定常飛行には至らなかった。その原因の一つとして私たちはプロペラの推力不足を疑っている。</p> <p>プロペラ設計法は人力飛行機制作団体に広く普及されているものであり、実績もあるため、プロペラの制作精度が悪いことが推力を十分に発生させられていないことが原因の一つではないかと考えた。特にプロペラ表面のバルサ製の外皮が接着不良で浮いて、翼型の再現ができていなかったことがプロペラの性能を大きく下げていると推測した。</p> <p>人力飛行機のプロペラ制作方法は様々であるが、以下、本研究において重要な2種類のプロペラの制作方法を紹介する。</p>					
① 中空バルサプロペラ(以下、工法①)					
<p>albatross が過去採用した制作方法。翼桁にバルサ製のリブを通し、その表面に外皮としてバルサ板材を貼り付けて翼型再現する制作方法。中空のため、軽く作ることができる。しかし、ねじれの大きい翼根部はバルサ板材が曲がりきらず、リブと外皮の間で接着不良が起り、翼型再現が難しい。</p>					



翼根側はねじれが強い

図1 albatrossの去年度のプロペラ

② スタイロフォーム充填プロペラ(以下、工法②)

リブの間をスタイロフォームで充填する方法。翼桁にバルサ材製のリブを通すところまでは工法①と同じ。外皮を貼り付けるのではなく、充填したスタイロフォームを削ってプロペラ表面を作るので翼型再現性が高くなる。しかし、中空プロペラよりは重くなる。スタイロ充填を採用している電気通信大学 U.E.C. wings のプロペラを下図2に示す。



バルサ製リブ

スタイロフォーム

図2 電気通信大学 U.E.C. wings のプロペラ

上記二つの製法は互いに対極な利点・欠点を持つので、どちらか一つの製法に絞るのではなく適材適所な製法の選択ができないか、また、設計を工夫することにより制作難易度を下げることができないか、と思いついたのが本研究のきっかけである。本研究ではプロペラの制作精度について、設計と制作の2つの側面から考察し、より良いプロペラとは何かを報告する。

2. 研究

2.1 設計からのアプローチ

プロペラ設計には XROTOR^[1]というソフトウェアを用いる。XROTOR は誘導抗力最小のプロペラ形状を計算する Larrabee の設計法^[3]を応用したプロペラ設計ソフトである。本研究では、基礎理論である Larrabee の設計法を参考に、本研究では新たにプロペラの性能だけでなく、制作難度に留意して考察、設計する。

2.2 Larrabee の設計法の概要

ここでは Larrabee の設計法^[3]から考察に必要な数式を引用する。Larrabee の設計法では与えられた条件において、プロペラの誘導損失を最小にする最適形状を計算する。誘導損失が最小となるプロペラの形状は、ベッツの条件を満たすプロペラ後流の螺旋渦からプロペラ周りの循環を得ることで計算することができる。ブレード数 B 、プロペラの角速度 Ω 、機体の速度(以降は機速) V 、プロペラ断面翼素の位置 r 、損失係数 F 、後流螺旋渦の移流速度 v' として、位置 r の翼素におけるベッツの条件を満たす循環 Γ は以下のように計算できる。

$$\Gamma = \frac{2\pi V v'}{B\Omega} \frac{F x^2}{x^2 + 1} \quad (1)$$

ただし

$$x = \frac{\Omega r}{V} \quad (2)$$

である。

気体密度 ρ 、局所揚力係数 $C_l(r)$ 、翼素に流れる相対風速 $W(r)$ 、翼弦長 $c(r)$ とすると、クッタ・ジューコフスキの定理と揚力係数の定義を結びつけることより、位置 r の翼素における揚力 L について

$$\begin{aligned} \frac{dL}{dr} &= \rho W \Gamma = \frac{1}{2} \rho W^2 c C_l \\ \Gamma &= \frac{1}{2} W c C_l \end{aligned} \quad (3)$$

が成り立つ。これを翼弦長について解くと

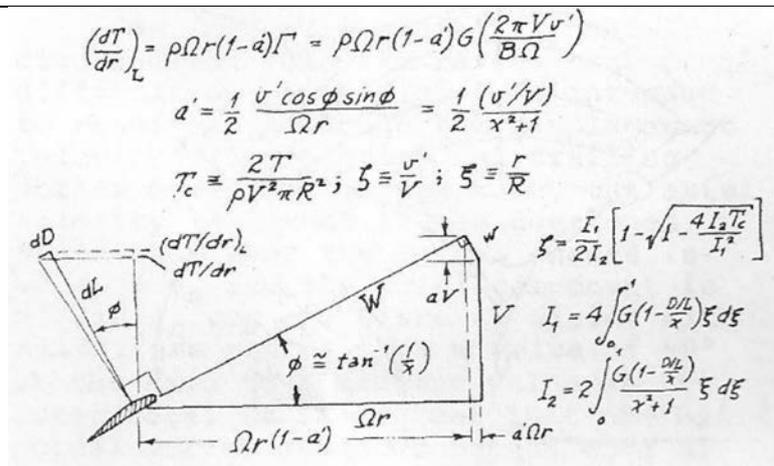
$$c = \frac{2\Gamma}{W C_l} \quad (4)$$

が得られる。

また、各翼素の局所レイノルズ数 Re は動粘度係数を ν とすると以下のように計算できる。

$$Re = \frac{cW}{\nu} \quad (5)$$

以下に文献[2]の Fig.6 を引用する。



文献[2] Fig.6

位置 r の翼素における推力 T はクッタ・ジューコフスキの定理から得られる揚力 L と抗力 D の推力方向成分を足し合わせることで、

$$\frac{dT}{dr} = \left(\frac{dT}{dr}\right)_L \left(1 + \left(-\frac{1}{L/D}\right) \frac{1}{x}\right) \quad (6)$$

と計算できる。ただし、 $\left(\frac{dT}{dr}\right)_L$ は揚力の推力方向成分を表す。

位置 r の翼素を回転させるのに必要なトルク Q は同様に計算すると

$$\frac{dQ}{dr} = \left(\frac{dQ}{dr}\right)_L \left(1 + \frac{1}{L/D} x\right) \quad (7)$$

と表せる。

また、プロペラ効率を η , 入力パワーを P とすると、推力 T と機速 V を用いて

$$\eta = \frac{TV}{P} \quad (8)$$

と表せる。

このようにして、誘導損失が最小となるプロペラの形状を計算することができる。

2.2 プロペラの適切な設計に関する考察

人力飛行機のプロペラを設計する上で、理論だけでなく、例えば以下のような点を考慮する必要がある。

- ・プロペラを自作する必要があること。
 - どれほど設計上の性能(効率)が良くても、再現できないと意味がない。
 - ・制作方法は決まっていること。
 - 翼桁(スパー)として先細りのカーボンパイプを翼型(リブ)に通す必要があるため、パイプ直径より大きな翼厚である必要がある。
 - ・人力飛行機のプロペラであること。
 - 動力は人力なので、プロペラ回転数や飛行速度に制限がある
 - レイノルズ数はおよそ $1 \times 10^5 \sim 2 \times 10^5$ 前後となる
 - ・設計ソフト XROTOR を用いて計算する。
 - 自分で設定できるパラメータに限りがある。
- このように人力飛行機ならではの考慮点がある。

人力飛行機の設計で考慮する点の例を以下の図3に示す。

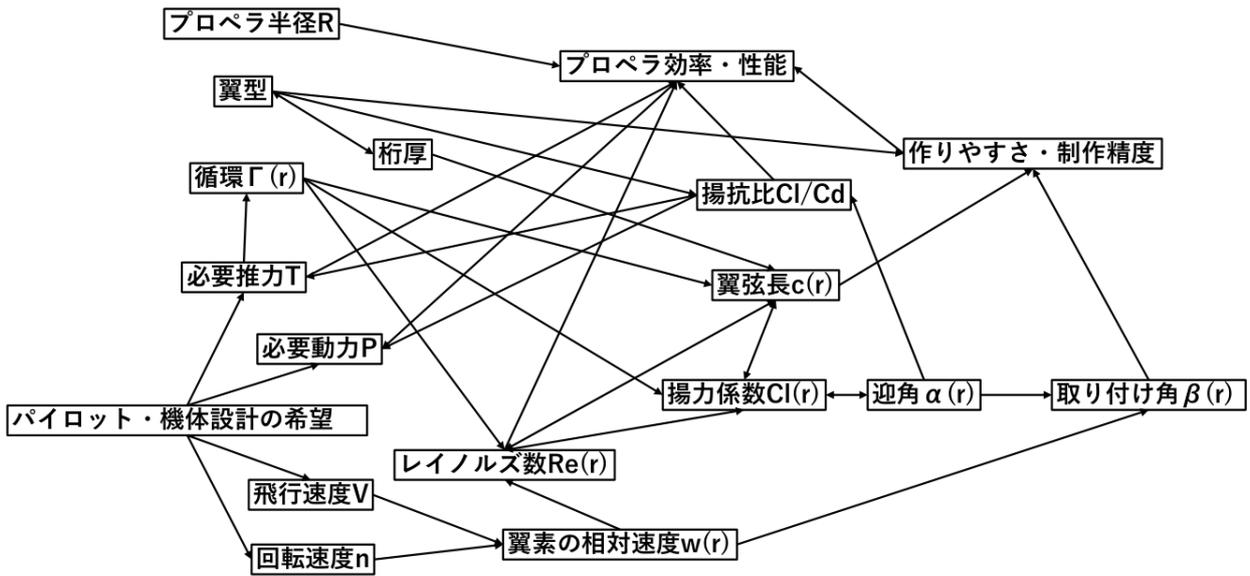


図3 プロペラ設計の考慮点の一例

この図のように、非常に多くの要素のトレードオフによって設計することになる。本研究では特に制作難度・制作精度を意識する。

私たちは、去年度の翼根部分の制作の難しさに加えて、2種類の翼型を用いた設計の信頼性に疑念を抱き、単一の翼型のみを用いたプロペラを設計できないかと考えた。

Larrabeeの方法で計算すると、図4のように循環分布は翼根($r = 0$ 付近)で小さくなる。翼素の位置は、中心からの距離 r をプロペラ半径 R で割って無次元化している。

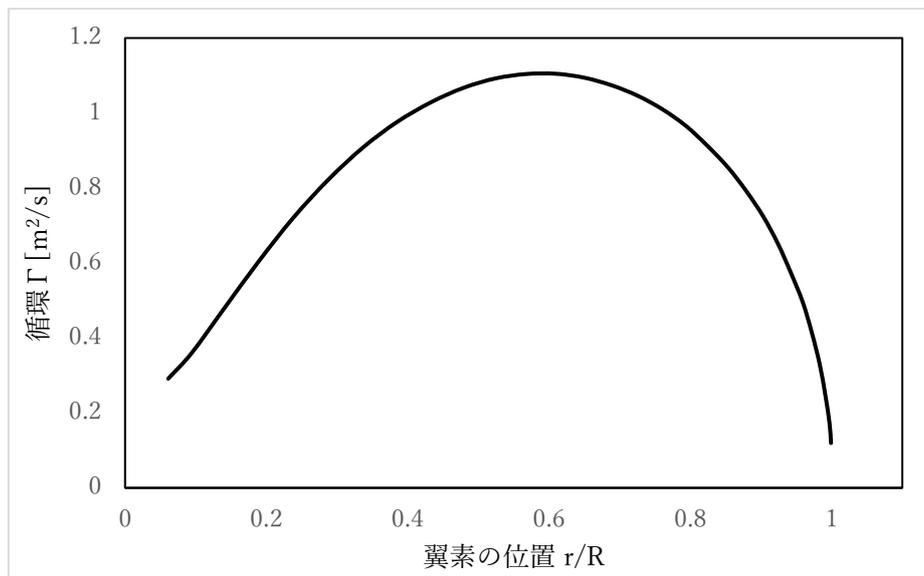


図4 循環分布

仮に揚力係数分布を一定に設定すると、式(4)より翼弦長分布も循環分布と同様に翼根で小さくなる。揚力係数を0.6で一定とした時に得られる翼弦長分布を下の図5に示す。

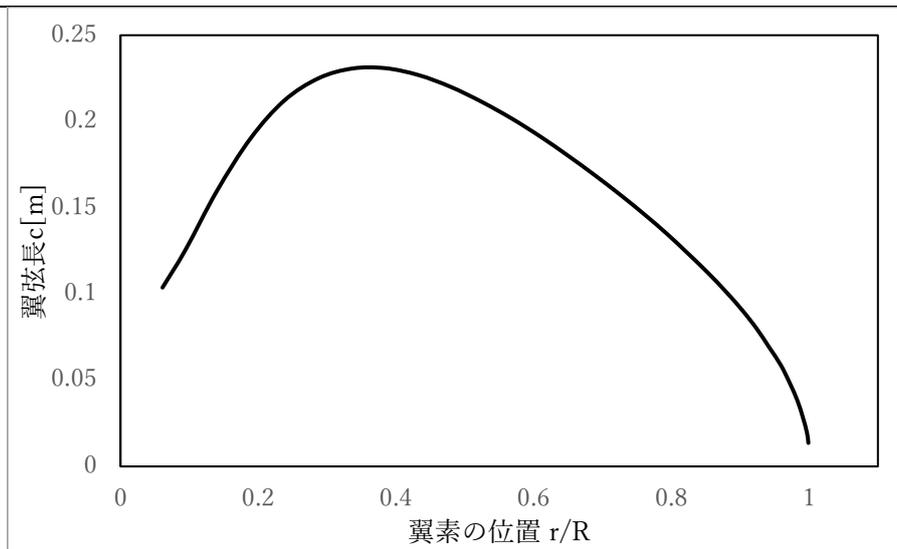


図5 揚力係数を一定にした時の翼弦長分布

人力飛行機プロペラで一般的に採用されるような薄翼の翼型では、翼根で翼弦長が小さいと、翼厚が翼桁の径よりも小さくなり制作できなくなる。

去年度は図6のように2種類の翼型 GEMINI と DAE51 を用い、この図から明らかなように、GEMINI は DAE51 に対して翼厚比が大きく、翼根で翼桁が入らない根元部分に GEMINI を採用し、翼端に近づくにつれて徐々に薄翼の DAE51 に遷移させることで、制作を可能にした。しかし、厚翼を採用する分プロペラ効率が小さくなってしまった。また、GEMINI と DAE51 の遷移部は翼型解析の結果を線形補間して計算するため、計算の結果の信頼性は落ちる。さらに図6から明らかなように GEMINI は曲率が大きく、翼型遷移部は複雑な曲面からなる表面となるため制作も難しくなる。以上より、薄翼のみを使用したプロペラを設計できないかと考えた。

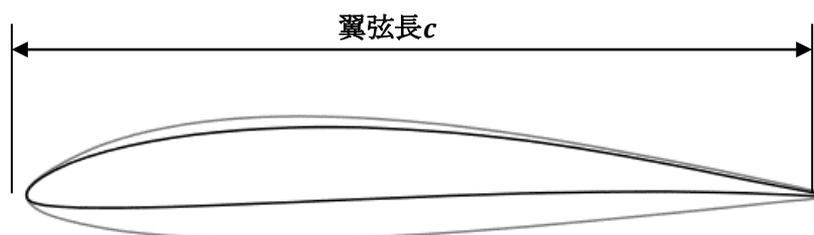


図6 GEMINI(灰)と DAE51(黒)の比較

翼桁として先細りのカーボンパイプを翼型に通す必要があるという前提を考慮すると、薄翼のみを採用したプロペラを設計するには、図5のような翼根で翼弦長が小さくなるような分布ではなく、根本で翼弦長が大きくなるような分布である必要がある。

以上のことより、薄翼のみを使用するために、翼根から翼端にかけて翼弦長が単調減少するようにプロペラを設計すればよい。翼弦長分布 $c(r)$ は式(4)によって得られる。機速やパイロットの希望する回転数から、翼素の相対速度 $w(r)$ は決まっており、ベッツの条件から循環分布 $\Gamma(r)$ が決まっているので、翼弦長分布は揚力係数分布 $Cl(r)$ に従うことになる。翼弦長分布を単調減少になるように設定し、その時の揚力係数分布 $Cl(r)$ を計算すると、下の図のようになった。

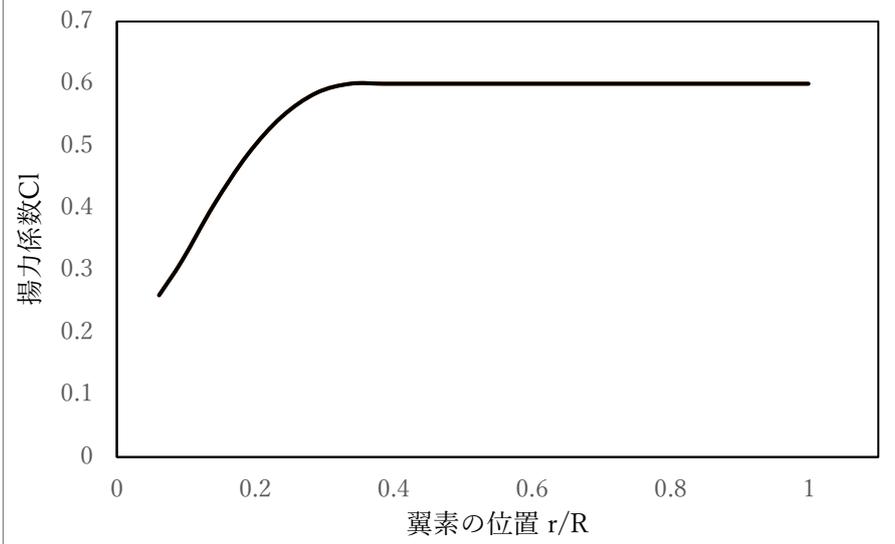


図7 揚力係数分布

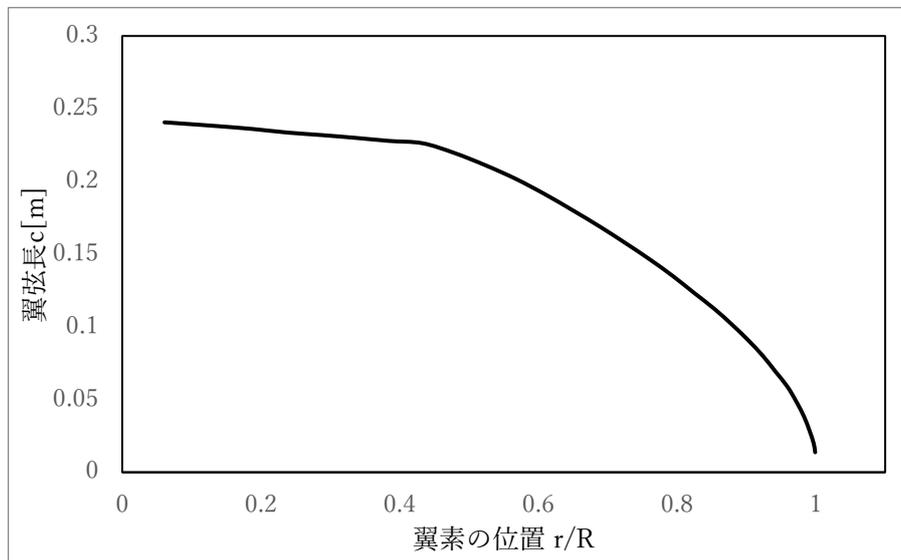


図8 翼弦長分布

さらに、翼弦長分布、揚力係数分布を以上のように設定したプロペラは、揚力係数を一定にしたプロペラに対して以下のような特徴をもつことが分かった。

1) 翼根のレイノルズ数 Re を大きく取ることが可能になる

翼弦長が大きくなると式(5)より、レイノルズ数が大きくなる。人力飛行機のプロペラのような、低レイノルズ数領域においては、レイノルズ数 Re と揚抗比には正の相関関係がある(図14参照)。

2) ねじりを小さくすることが可能になる

ねじりが小さいとは取り付け角 β の変化率が小さいことを意味する。簡単のために以下では誘導速度の補正項を無視する。取り付け角とは、下の図9のように、プロペラ回転面と翼素のなす角のことであり、迎角 α と相対速度 W の向きから決まる。

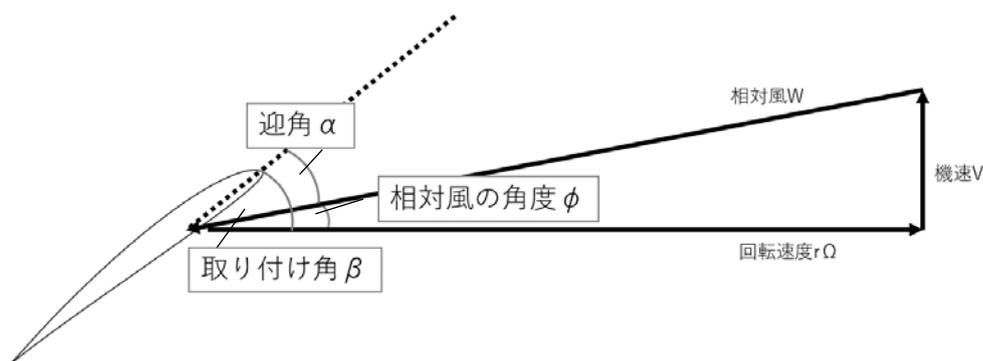


図9 翼素の取り付け角

これより、取り付け角 β は以下のように表せる。

$$\beta = \alpha + \phi = \alpha + \tan^{-1} \frac{V}{r\Omega} \quad (9)$$

取り付け角の変化率について、まずは揚力係数が一定の場合を考える。揚力係数 Cl が一定の時、迎角 α も一定となる。また、 $y = \tan^{-1} x$ は単調増加するので、翼素の位置 r が小さいほど ϕ は大きくなる。よって取り付け角 β は大きくなることがわかる。

ここで、揚力係数分布が図7のようになる時、つまり、 r が小さいほど揚力係数が小さい分布となる時を考える。 r が小さいほど迎角 α も小さくなり、相対風の角度 ϕ の増加を打ち消すため、より取り付け角 β の変化率が小さくなる。よってねじりが小さくなり制作難易度が下がる。取り付け角分布を以下の図10に示す。

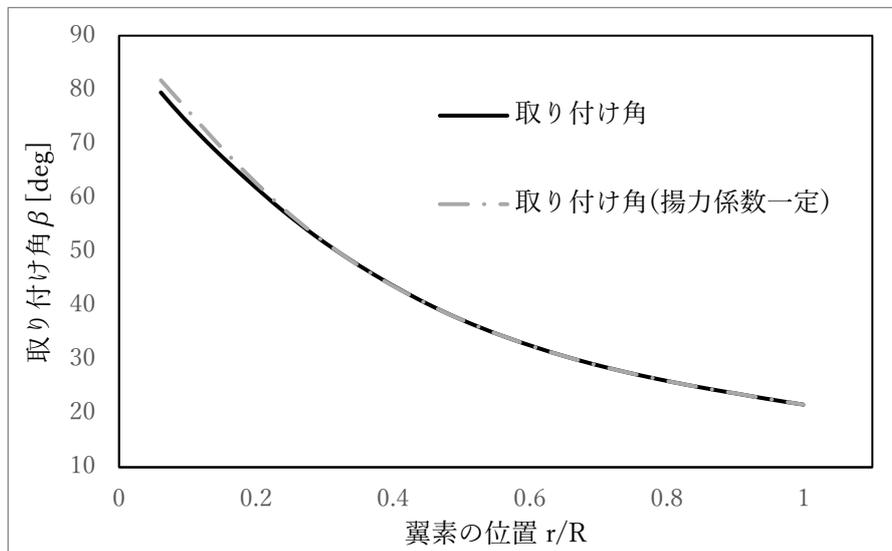


図10 取り付け角分布

ただし、この図のように翼根部分のねじりは若干小さくなったものの、ほとんど差はなく、依然として制作難度は高い。よって制作を工夫することによって難度を下げる必要がある。

3) 揚抗比が低下する

一般に揚抗比 L/D は失速角までは $\alpha(Cl)$ に応じて増加する(図14参照)ため、揚力係数を下げた分、その区間(翼根部分)の揚抗比が下がり、プロペラ効率が悪くなる。よって翼弦長分布が単調減少するプロペラには、揚力係数(迎角)の減少に対して揚抗比が減少しにくい、または揚力係数が小さいときに揚抗

比が大きい翼型が最適であると言える。

以上より、単一の翼型を採用するという着想のもとに、レイノルズ数と揚抗比の減少を考慮した翼型選択の上で、翼弦長分布と揚力係数分布の最適化を行う設計手順を提案する。

2.3 制作誤差による影響の定量的な評価

次に制作の観点から考察する。制作方法を選択する上で、仮に制作で誤差が生じたときにどれ程翼型性能の低下に影響を及ぼすのかを検討する必要がある。図 10 を見ると、ねじれは翼根部分で大きいことがわかる。ねじれが大きいとバルサ外皮が貼りづらく、去年度は接着不良で浮いてしまった(図 11 参照)。バルサ外皮が浮いた時、性能にどれほど影響を及ぼすのかを定量的に調べる。

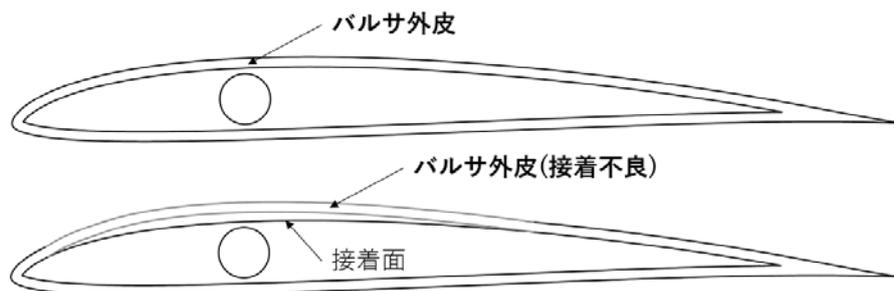


図 11 バルサ外皮の接着不良

ここでは、バルサ外皮が浮いていることを、翼厚が実質的に大きくなった効果に置き換え、揚抗比が翼型によってどのように変化したのかを調べる。ここでは本研究で採用した SD7037 とその翼厚を 1.78% 増加させた SD7037_modified を XFLR5 で解析し、比較する。縦軸に揚抗比、横軸に揚力係数を取ったグラフを以下の図 12 に示す。

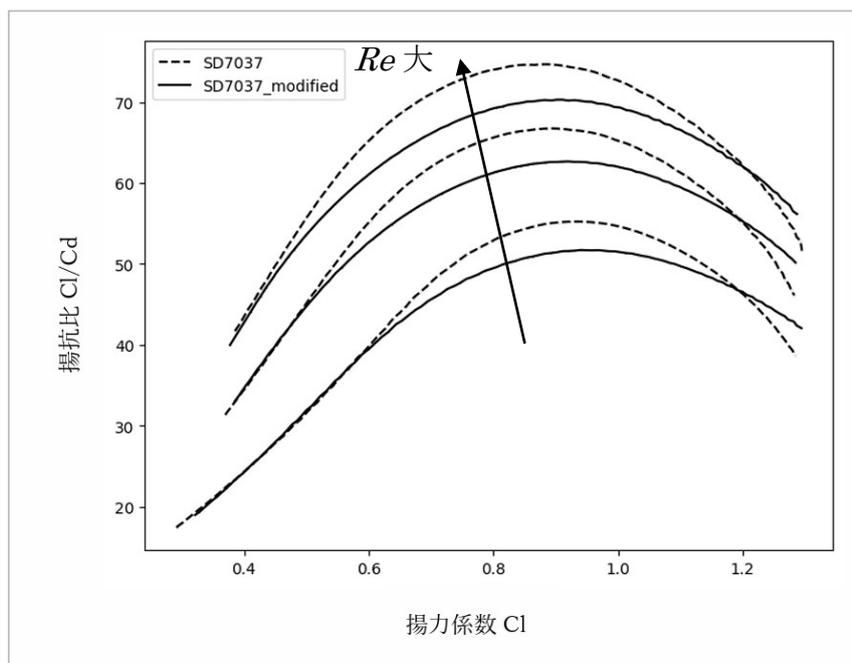


図 12 SD7037 と SD7037_modified の比較
 $Re = 0.1, 0.15, 0.2 [10^6]$

グラフより、 $0.2 \leq Cl \leq 0.4$ では揚抗比はほとんど差がないが、それ以上では SD7037 の揚抗比が優位になる。また、レイノルズ数が大きいほどその差は大きくなる。翼根部は、定常時は $0.2 \leq Cl \leq 0.4$ となるのであまり差はない。しかし、離陸時において、図 9 で機速 $V \approx 0$ となり、失速角付近にあるので、揚抗比の差は無視できない。以上より、プロペラ制作において、翼型を正確に再現することが重要であるとわかる。

1 で述べた工法②は外皮を貼る必要がなく、翼型再現性が高い。翼型再現性だけを考えれば工法②を選択するのがよいが、工法①よりも重くなる。ここで図 10 を見ると、翼端はねじれが小さくなっていることがわかる。そこで翼端部では、工法①でも外皮が浮くことなく翼型を十分再現可能で、より軽量化できるのではないかと考えた。以上のことから、ねじれの大きい根本側にスタイロフォームの充填方法を採用し、ねじれの小さい翼端側は中空バルサを採用したプロペラ制作方法を提案する。以下に構想当初のイメージ図を示す。

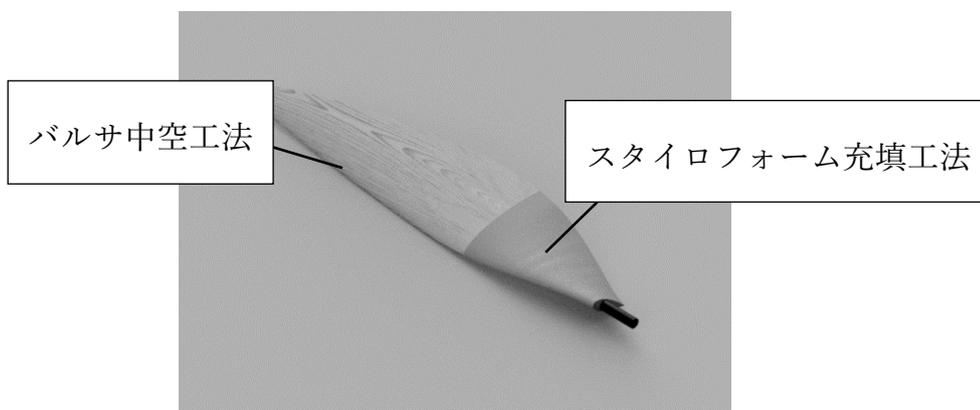


図 13 完成イメージ図

3 実際の設計

制作方法や機体全体の設計、パイロットの要望等による既定値は以下であった。

- ・機速 V 7.5[m/s]
- ・推力 T 30.6N
- ・プロペラ半径 R 1.6[m]
- ・回転数 Ω 135[rpm]
- ・桁径 外径 19.79- 7.29[mm] のテーパ桁

人力飛行機のプロペラの翼型には DAE51 がよく使われるが、迎角 α の変化に対して揚抗比が変化しにくい翼型が最適であり、検討の結果 SD7037 を採用した。翼型解析は XFLR5^[2]を用いた。縦軸に揚抗比、横軸に揚力係数を取ったグラフを以下に示す。

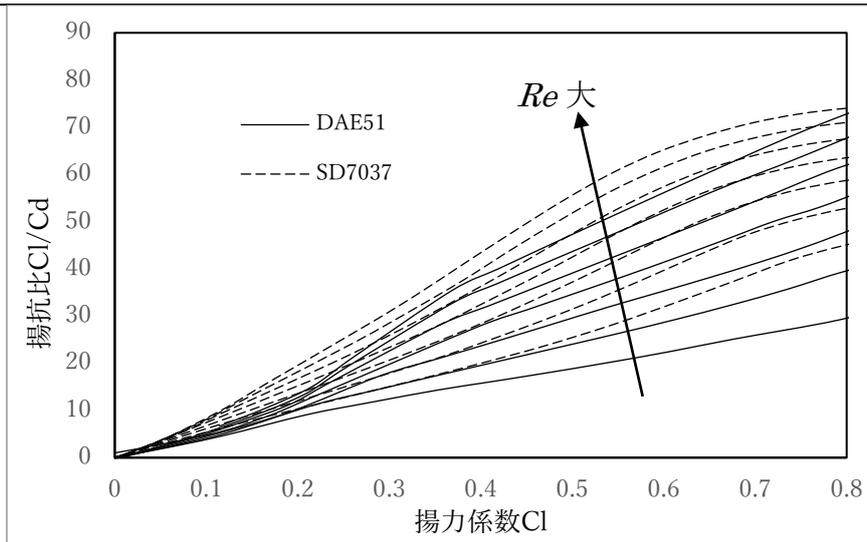


図 14 DAE51 と SD7037 の比較
 $Re = 0.08, 0.1, 0.12, 0.14, 0.16, 0.18, 0.2 [10^6]$

このように、 $0.2 \leq Cl \leq 0.8$ で SD7037 は DAE51 より揚抗比が大きいことがわかる。実際、同じ条件で計算すると、DAE51 を使用した場合より、SD7037 を使用した場合の方が、式(8)におけるプロペラ効率 η は 1.73%改善し、必要パワーは 5W 下がった。

実際の設計では、まず XROTOR に SD7037 の空力データを入力し、揚力係数を 0.6 で一定にして形状を計算した。次に、翼厚は翼桁の直径よりも大きくなる必要があるため、桁径から最低翼弦長を計算した。バルサ中空部は外皮の厚みの分最低翼弦長が大きくなることに留意すること(図 14 参照)。図 5 のように、翼弦長は翼根で小さくなるので、最低翼弦長より大きいという条件下で単調減少する翼弦長分布を設定し、得られた循環分布と式(4)から揚力係数分布を計算した(図 7 参照)。この揚力係数分布を XROTOR に入力し、性能の計算を行った。得られた翼弦長分布、取り付け角分布を以下の図に示す。

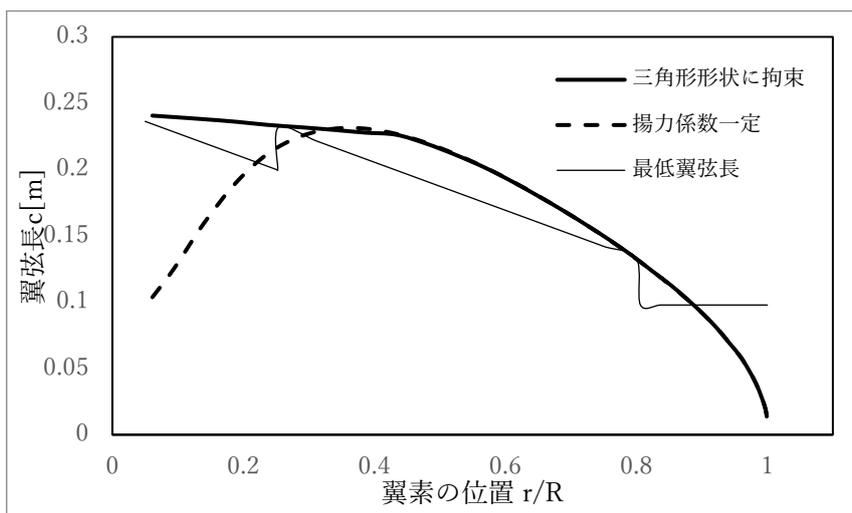


図 15 翼弦長分布

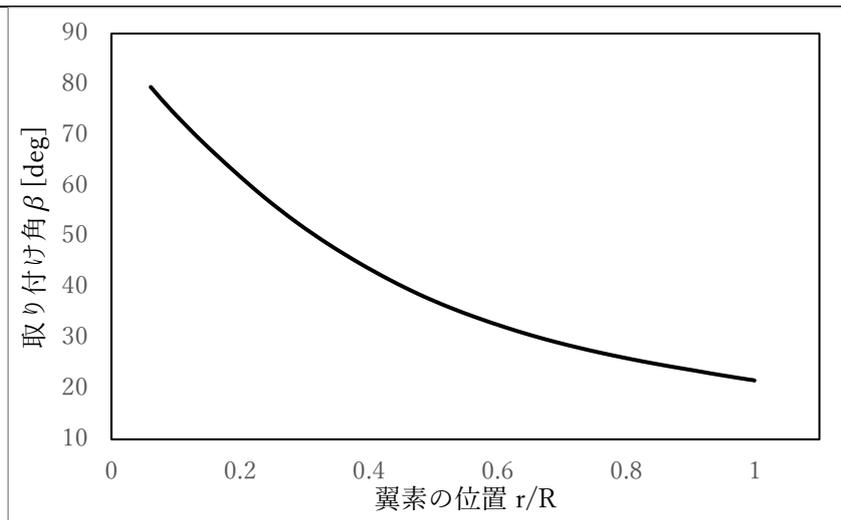


図16 取り付け角分布

得られたプロペラの設計値を以下の表に示す。

表1 設計値

ブレード数 B	2
推力 T	30.6[N]
効率 η	88.77
プロペラ半径 R	1.6[m]
動力 P	251[W]
機速 V	7.5[m/s]
回転数	135[rpm]

結果として、揚力係数一定とした時のプロペラと比較して動力が1W増えたものの、制作難度が低いプロペラを設計することができた。このように、プロペラ設計では極端な設定をしない限り、プロペラ効率は87~90%に落ち着き特段差は生まれない。工法①、②を採用することを考慮すると、制作難度が低いプロペラを設計して精度を上げるのが良いと考える。逆に、NC切削機で加工した雄型雌型を用いたCFRPの応力外皮構造を採用した場合、形状を再現しやすいので制作難度を無視して高い効率を目指すのも良いと考える。以上より、設計においては理論上の数字だけでなく、工法や予算等の様々な要素を考慮する必要がある。

4 制作過程

リブの間隔に等しい厚みで、リブより余分に大きなスタイロフォームのブロックを用意し、リブを桁に接着する段階で差し込んで固定した(図17)。接着剤にはスチロールのりを用いた。スタイロ充填とバルサ中空の遷移部はバルサ製の外皮を貼る都合上、スタイロ充填側のリブと外皮の厚みの分オフセットしたリブとの2枚を貼り合わせた。



図 17 スタイロフォーム成形前

左右のリブをガイドに電熱線やヤスリを用いてスタイロフォームを成形した。

プロペラの翼型(SD7037)は薄翼で、翼桁周辺や後縁部でスタイロフォームが非常に薄くなり、成型時に数か所欠けてしまった。バルサを貼り合わせるよりも成型の難易度は低く、精度も良いものの、取り扱い強度は低いという課題がある(図 18)。欠けてしまった後縁や削りすぎてしまった部分には穴埋めパテを用いて再成形した(図 19)。



図 18 スタイロフォーム成形後



図 19 穴埋めパテによる再成形

成形後はガラスクロスを一層巻いて補強した。数回の試作によって、スタイロフォームと積層の相性が悪く、重力で剥がれてガラスクロスが浮いてしまうことが分かったので、真空引きによって大気圧を用いてガラスクロスを加圧して積層した。プロペラはねじれた非対称の形を持つので真空ポンプで加圧すると過度な加圧で壊れてしまう。そこで、真空ポンプの代わりに掃除機を用いることで適度な加圧を行った(図 20)。掃除機の口が大きく、ポリ袋が口を塞いで上手く空気を吸引できないので、ストローを通して空気の通り道を作った。また、端部や後縁部はとくにガラスクロスが剥がれやすいので、洗濯バサミを用いてさらに加圧を行った。完成したプロペラを図 21 に示す。



図 20 真空引き



図 21 完成したプロペラ

5 研究成果・展望

- ・プロペラ効率をほとんど落とさずに、より制作難度の低いプロペラ形状を設計する手順を確立することができた。ただし、レイノルズ数と揚力係数の変化を考慮した最適な翼型、翼弦長の選択には至っていない。今後は自作の翼型等も検討に入れつつ、効率の最適化を考慮した設計方法を考えたい。
- ・1つのプロペラに特徴の異なる2つ制作方法を採用することで、より高精度に、軽量なプロペラ制作することができた。しかし、スタイロフォームの取り扱い強度が低いという新たな課題が浮上した。スタイロフォーム以外の発泡材も、強度や密度を考慮に入れつつ検討したい。

6 謝辞

本研究の実施にあたって、多くの方々のお世話になりました。特に、アドバイザー教員としてご指導いただいた工学部研究科の竹内伸太郎先生、材料等の発注をしていただきました事務職員の寺坂梓さん、プロペラ制作にご協力頂いた村山舜さんと倉本菜央さんに心よりお礼申し上げます。

7 参考文献

- [1] Mark Drela drela. “XROTOR”. v7.69. 2022
- [2] techwinder. XFLR5. v6.48. 2020
- [3] EE Larrabee. Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers. 1979
- [4] 吉川俊明(株浅沼組), 堀琴乃(TOTO株), 佐多宏太(トヨタ自動車株), 渡部雅晃(マツダ株), 吉川剛明(神戸大学大学院). 人力飛行機のプロペラブレードの荷重試験. スカイスポーツシンポジウム 第16回講演集. 2010