



Title	人力飛行機における翼のリブ内に導入した肉抜き穴の翼型再現性に及ぼす影響に関する研究
Author(s)	
Citation	令和6（2024）年度学部学生による自主研究奨励事業研究成果報告書．2025
Version Type	VoR
URL	https://hdl.handle.net/11094/101291
rights	
Note	

The University of Osaka Institutional Knowledge Archive : OUKA

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

The University of Osaka

令和6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	もり りょうすけ 森 遼介	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	ばんば たけみち 馬場 武岐	学部 学科	工学部応用理工学科	学年	2年				
					年				
					年				
アドバイザー教員 氏名	尾崎 雅則	所属	工学研究科電気電子情報通信工学専攻						
研究課題名	人力飛行機における翼のリブ内に導入した肉抜き穴の翼型再現性に及ぼす影響に関する研究								
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

人力飛行機において、機体の軽量化と剛性の両立は重要である。なかでも、翼の形状(翼型)を保つために必用な部材であるリブに肉抜き穴を作ることにより、リブ一枚当たりの重量の軽量化を図ることができる。それにより、翼に用いるリブの枚数を増やすことができ、結果として翼型の再現性を向上させることが期待される。しかし、過剰な肉抜き穴の導入は、リブの変形につながり、翼型再現性をかえって低下させる。その結果、翼にかかる空気抵抗が増大し、飛行距離が短くなる可能性がある。これまで、肉抜き穴の設計において、強度計算や実験的な検証が十分に行われておらず、肉抜き穴の導入と翼強度(剛性)との関係は不明であった。

そこで、本研究では、肉抜き穴の導入量を変化させたリブを設計しその力学特性のシミュレーションと作製した翼の風洞実験を行うことにより、翼を実験的に調査することで肉抜き穴が翼の性能に及ぼす影響を定量的に評価する。それにより、肉抜き穴の導入および配置方法の最適化のための設計手法を確立し、軽量化と剛性を両立した信頼性の高い機体を実現することを目標とする。

2. 実験方法

2.1 模型翼の製作

図 1 に示すように、異なる肉抜き穴を導入したリブを用いて、2 種類の模型翼を作製した。実験に使用した模型翼の諸元は、以下に示す通りである。

翼幅: 784mm
翼弦長: 877mm
テーパー比: 1
翼型: DAE-21

リブ近傍のプランク上に直径 2 mm の圧力測定孔を 8 箇所設け、外径 2mm のテフロンチューブを通した。測定孔は、上面では前縁から 5%、10%、20%、30%、40%、50%の位置に、下面では 5%、10%の位置に配置した。また、模型翼には迎角を調整する際の目印となる線(以下、「迎角線」と呼ぶ)を引いた。

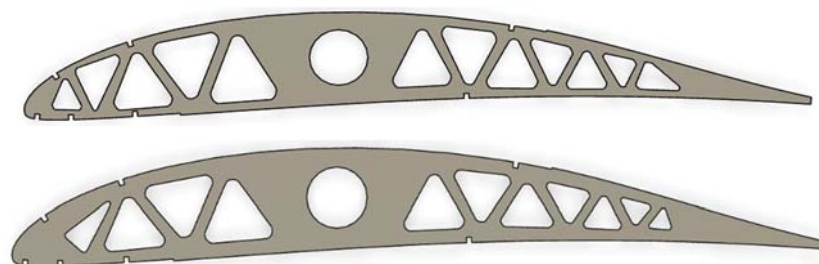


図 1 肉抜きを導入したリブ(上:肉抜き大,下:肉抜き小)

2.2 空力解析ソフト XFLR5 による解析

空力解析ソフトウェア XFLR5 を用いて、作製した模型翼を解析し、各測定孔における圧力係数 C_p の理論値を計算した。

2.3 風洞実験

本研究の実験は、2024 年 11 月 28 日に大阪大学大学院工学研究科研究用風洞にて以下の手順に従って実施された。

- (1) 下げ振り錘を取り付けた糸が模型翼に引かれた迎角線に沿うように調整した後、図 3 に示すように、風洞内に模型翼を固定した。この操作により、模型翼の迎角を調整した。
- (2) 測定孔に接続されているチューブは、手動多点切替器を介して微差圧計に接続した。
- (3) 微差圧計に表示されている圧力を 0[Pa]に調節してから風洞を起動し、所定の風速に調整した。
- (4) 手動多点切替器を使用して測定対象を切り替え、各測定孔における圧力を順次測定した。
- (5) 風洞内に設置したピトー管を用いて、模型翼後方の流れの動圧を測定した
- (6) 一度風洞のスイッチを切った後、再度測定を行った。
- (7) (1)と同様の方法で迎角を変更して、(3)-(5)を繰り返し行った。

(1)～(7)が終了した後、同様の手順をもう一方の模型翼に対しても繰り返して実験を行った。



図 2 風洞内に翼模型を固定した様子

3. 実験結果

翼に肉抜きを導入することで翼が変形し、それが圧力係数分布の違いとして現れる。そこで、2種類の模型翼の圧力係数の分布を比較することで肉抜きの違いが空力性能に与える影響を評価する。

自由流静圧を基準とした圧力係数 c_p は、模型上の圧力と自由流静圧との差圧 Δp および一様流の動圧 q を用いて、以下の式により求められる。^[1]

$$c_p = \frac{\Delta p}{q} \quad (1)$$

本研究の風洞実験では、風洞を起動させる前に微差圧計の表示を 0[Pa]に調節しているので、 Δp は各測定孔で測定された圧力に等しい。また、風洞内に設置したピトー管によって測定された圧力を q とする。

以下の図に、XFLR5 で計算した圧力係数の理論値のグラフとして示すとともに、測定データを式(1)に代入して得られた圧力係数をプロットする。なお、各測定データから計算された圧力係数の平均値をプロットした。

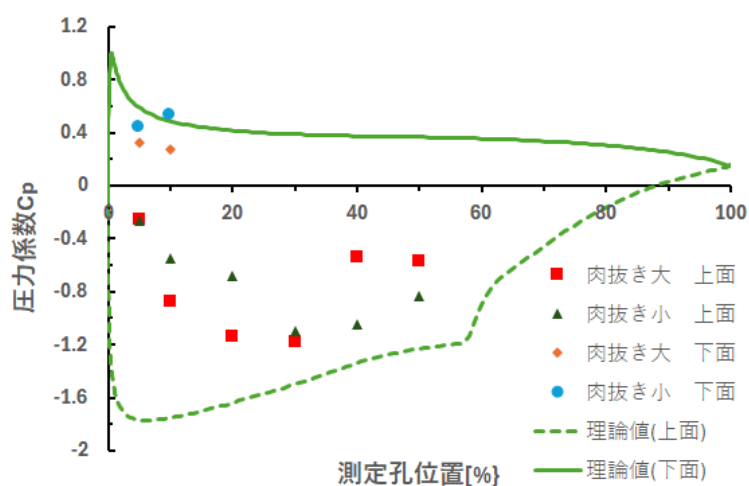
3.1 実験条件1(迎角 $0[^\circ]$,風速 $9.6[m/s]$)

図3 実験条件1における圧力係数の分布

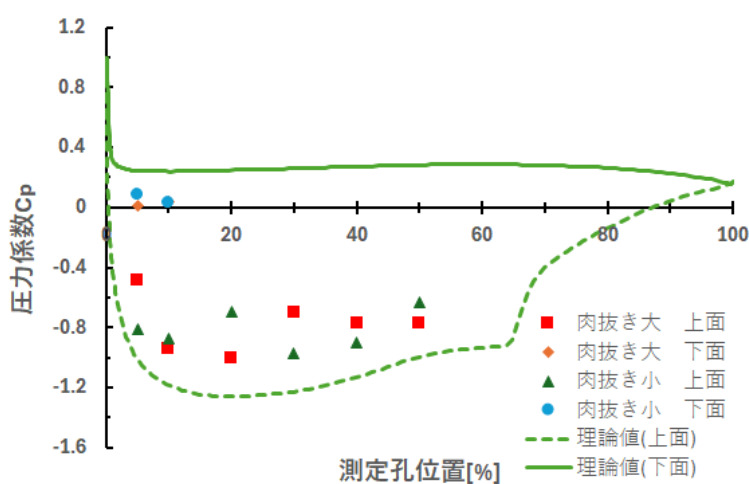
3.2 実験条件2(迎角 $3.1[^\circ]$,風速 $6.9[m/s]$)

図4 実験条件2における圧力係数の分布

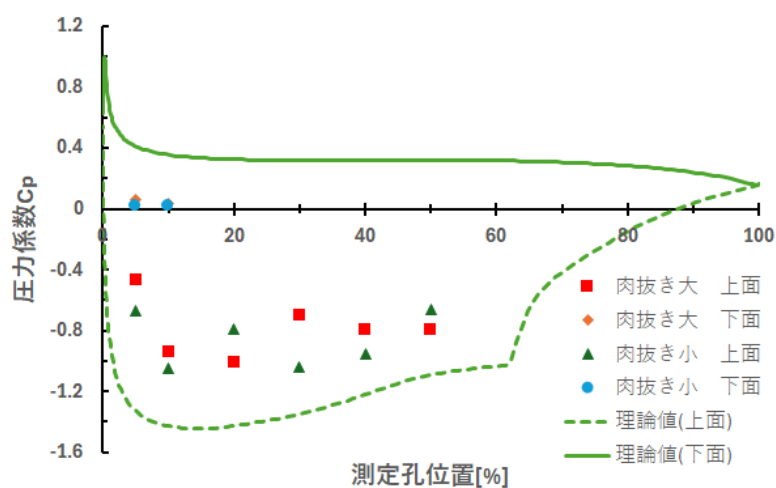
3.3 実験条件3(迎角 $4.5[^\circ]$,風速 $7.9[m/s]$)

図 5 実験条件 3 における圧力係数の分布

3.4 実験条件 4(迎角 6.3[°], 風速 7.5[m/s])

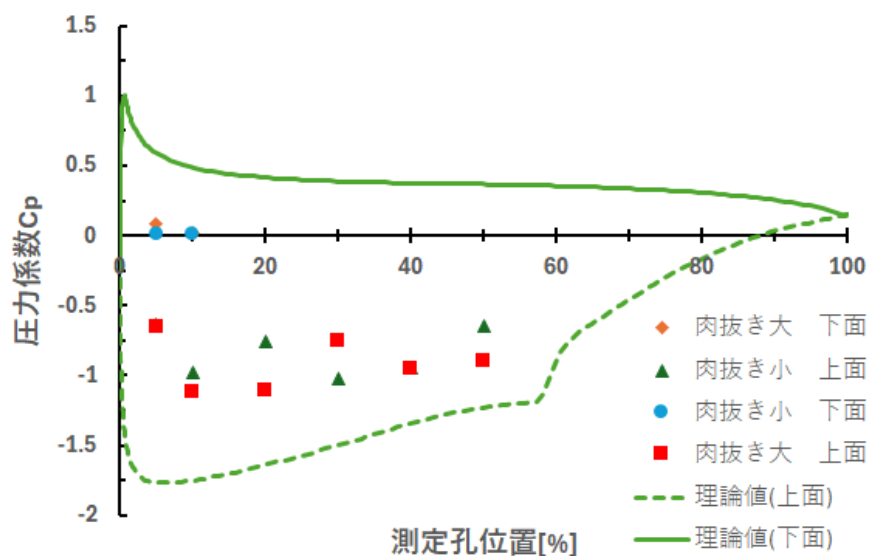


図 6 実験条件 4 における圧力係数の分布

4. 考察

4.1 相対誤差を用いた測定精度の評価

1 回目の測定値を x_1 , 2 回目の測定値を x_2 として, 相対誤差を次のように定義する.

$$\varepsilon_r = \frac{|x_1 - x_2|}{\frac{x_1 + x_2}{2}} \times 100 \quad (2)$$

以下に, 式(2)を用いて求めた相対誤差を表として示す.

表 1 式(2)を用いて計算した圧力係数の相対誤差

測定孔位置	0[°]		3.1[°]		4.5[°]		6.3[°]	
	肉抜き大	肉抜き小	肉抜き大	肉抜き小	肉抜き大	肉抜き小	肉抜き大	肉抜き小
上面5%	2.241	0.008	0.811	0.020	0.695	0.007	0.000	0.003
上面10%	0.327	0.007	1.945	0.030	0.855	0.033	1.223	0.027
上面20%	2.065	0.006	0.772	0.044	1.736	0.037	3.359	0.025
上面30%	2.212	0.010	1.418	0.033	1.163	0.030	4.484	0.007
上面40%	2.895	0.024	4.106	0.021	5.780	0.018	3.894	0.011
上面50%	3.994	0.005	5.680	0.027	0.797	0.010	0.382	0.003
下面5%	2.779	0.026	4.693	0.114	1.163	0.084	4.444	1.615
下面10%	3.874	0.011	0.772	0.090	1.163	0.247	0.000	0.003

表 2 では, 相対誤差が 5%以上であった測定値を太字で示した. また, それに対応する測定値の組を灰色で示している. 灰色で示したデータは測定精度が低いとみなし, 4.3 節における, 肉抜き穴の導入量の違いによる圧力係数の差異を評価から除外した.

4.2 風洞の実験結果と XFLR5 の解析結果の差異について

(1) 閉塞効果による影響

本研究の風洞実験では、模型翼の正面投影面積が風洞の断面図の 3 から 4%程度であり、風洞に対して相対的に大きな模型を用いた。また、風洞内で模型を固定する際に、風洞に対して相対的に大きな固定台等を用いた。それらによって、模型の後方に後流が発生し、空気の流れる断面積が減少したと考えると、連続の式

$$Sv = \text{const} \quad (\text{ただし, } S: \text{断面積, } v: \text{流体の速度である。})$$

より、後流の外側の流れが増速し、その動圧は一樣流の動圧よりも大きな値であると考えられる(伴流閉塞効果)。^[1]

したがって、風洞内に設置したピトー管によって測定された動圧は一樣流の動圧よりも大きな値を示していると考えられる。すなわち、閉塞効果を考慮した動圧を q_c ($< q$) を用いて、閉塞効果を考慮した圧力係数 c_p' は次のようになる。^[1]

$$c_p' = \frac{\Delta p}{q_c} \quad (3)$$

模型翼や固定台等の様々な影響があるため、 q_c を直接求めることは困難であるが、例えば、実験条件 1 (迎角 0° , 風速 9.6 [m/s]) において、式(1)における q を減少させていくと、以下の図のように、上面の圧力係数の計測値が理論値に近づいていくことが確認できる。

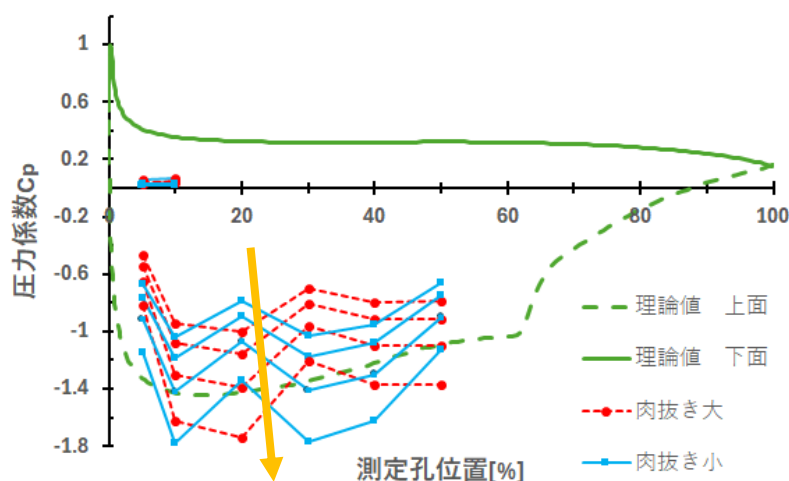


図 7 実験条件 1 において、動圧を増加させたときの圧力係数の変化

(2) 吹きおろしによる影響

今回の実験では、非常にスパンの短い模型翼を用いた。そのため翼端渦の影響が実験結果に大きく影響を与えたと予想される。翼端渦は翼近くの流れを誘導し、吹き下ろしを発生させる。吹き下ろし速度 w は、循環の強さを Γ 、スパン方向に軸 y をとりスパンの長さを b として

$$w(y_1) = \frac{1}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{\frac{d\Gamma}{dy}}{y_1 - y} dy \quad (4)$$

と表される。^[2]

翼に当たる気流の速度は風洞で発生した正対風とこの吹き下ろしの合成と考えられ、翼に当たる風は正対風とは向きが異なる。そのため実質的な迎角、すなわち有効迎角 α_e は取り付け迎角とは異なり、前方からの速度を V 、吹きおろし速度を ω 、迎え角を α とすると、有効迎角 α_e は、

$$\alpha_e = \alpha - \frac{\omega}{V} \quad (5)$$

と表される。^[2]例えば、実験条件 4(迎角 6.3°], 風速 $7.5[\text{m/s}]$)において、風速を固定して迎角を小さくして解析すると、図 8 に示すように上面下面ともに圧力係数の理論値が計測値に近づいていくことが確認できる。

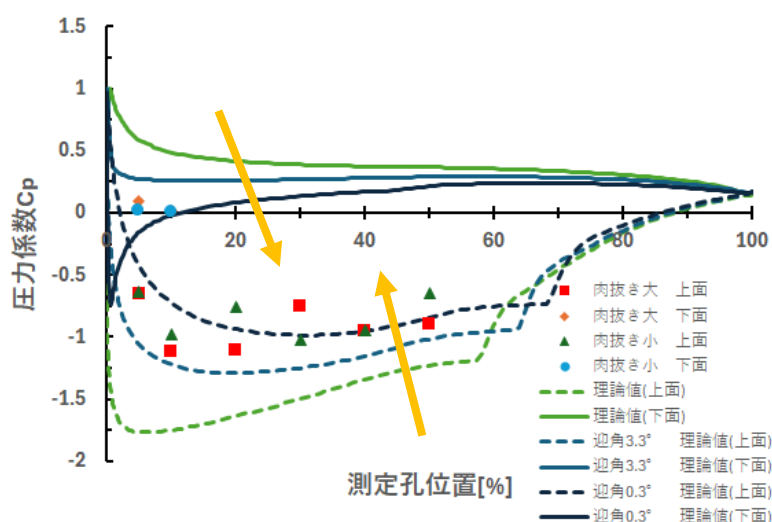


図 8 実験条件 4 において、迎角を減少させたときの圧力係数の変化

4.3 肉抜き穴の導入量の違いによる圧力係数 C_p の評価

肉抜きの導入量の違いが翼表面の圧力係数に与える影響について、有意差の有無を検証した。有意水準 $\alpha = 0.05$ のもと、各迎角における全測定部の圧力係数を対象に対応のある t 検定を実施した。その結果、両側検定で得られた p 値は約 0.62 となり、対立仮説は棄却された。したがって、肉抜きの導入量の違いが翼表面の圧力係数に与える影響に有意差がないことが確認された。

5. 今回の風洞実験における課題と今後の考慮点

本実験の過程において、次回以降の風洞実験を実施する際に考慮すべき課題が認められた。以下に、その具体的な内容を 2 点挙げる。

5.1 迎角の調整について

風速を固定した条件下では、迎角によって圧力係数が大きく変化するため、翼表面の圧力測定の精度を向上させるには、迎角の調整を正確に行うことが重要である。しかし、風洞内で迎角線を目印にして模型翼の迎角を正確に合わせることは非常に困難であった。そのため、異なる肉抜き穴を導入した 1 つの模型を対象にした実験方法や、翼模型の固定台に分度器を取り付けたりするなど、迎角調整の精度向上に向けた工夫が必要である。

5.2 翼模型の大きさについて

本実験では、人力飛行機に使用される翼の一部を模型として製作し、風洞実験を実施した。作製した模型の翼弦長および翼幅はそれぞれ 877mm および 815mm であり、測定洞風洞の断面寸法 (1.8m×1.8m) に対して相対的に大きなサイズとなった。そのため、4.2 節で述べたように、模型翼が風洞内の流れに顕著な影響を及ぼしたと考えられる。また、模型翼を支持する固定台も相対的に大きなサイズとなり、流れを乱す要因となった。これらの影響により、実験結果の精度が低下した可能性がある。したがって、人力飛行機の翼を対象とした風洞実験では、実際の翼を縮小した模型を使用することが望ましい。

6. 結論

本研究では、風洞実験を通じて、肉抜きを導入量の違いが翼表面の圧力係数に与える影響を検証したが、有意差がないことが認められた。これにより、今回の条件下では、肉抜きが翼の空力特性に与える影響はほとんどないと考えられる。ただし、本研究で使用したリブより多くの肉抜きを導入したリブを用いた場合や、逆に、リブに肉抜きを導入しない場合には、翼の性能に異なる影響を及ぼす可能性がある。肉抜きを導入する際には、制作過程での変形や破損を防ぐため、量や配置に十分配慮することが重要である。

7. 謝辞

本研究の遂行にあたり、多くの方々にご支援いただきました。特に、アドバイザー教員としてご指導いただいた工学研究科の尾崎先生、実験材料等の発注を迅速にご対応いただきました尾崎研究室秘書の井上様、風洞実験の実施にあたり多大なるご助力をいただきました工学研究科研究用風洞の小林先生に心よりお礼申し上げます。

8. 参考文献

- [1]進藤 章二郎(1992)『低速風洞実験法』コロナ社
- [2]牧野 光雄(1980)『航空力学の基礎』産業図書