

航空機の構造とそれに対する空気抵抗

要旨

日本が世界と交流する1つのツールとして、航空機が挙げられる。物資の輸送、人々の運搬など、今や航空機は他国と関わっていく中で、最も重要な要素の1つとなっている。

しかし、そもそも飛行機が飛行できるのは何故だろうか。旅客機に乗って旅行する時、不思議に思う方もおられるだろう。私は飛行機の翼に注目し、機体が飛行できる原因を探ると共に、翼の性能を比較し、効率良く飛行を行う事ができる翼を設計したいと思い、研究に取り組んだ。

1. 目的

翼の揚力発生とそのときの空気抵抗について調べる。そして、飛行により適した翼を設計する。

2. 研究の内容

- (1) 自分で設計した3種類の翼をそれぞれ風洞実験装置の中に入れる。
- (2) 風速、揚力、空気抵抗を調べる。
- (3) 揚力係数、抵抗係数を算出し、3種類の翼それぞれの数値を比較し、その結果と考察を元に、現代の旅客機の翼において、航行により理想的な翼型を設計する。

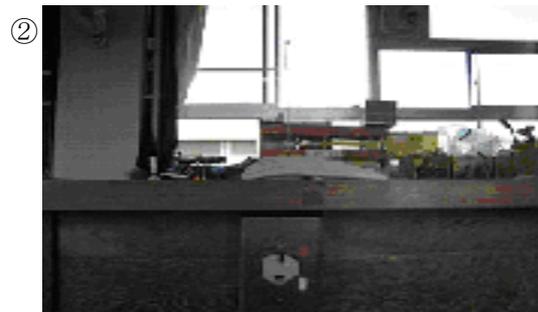
3. 実験の方法

<実験1>

3種類の翼をそれぞれ風洞実験装置の中に入れて、揚力、抵抗力、その数値に対する風速を調査した。この時、一般に揚力が最も大きくなると言われている仰角 15° の数値を測定し、他の仰角の数値と比較しやすくするため、仰角を $0^\circ \sim 25^\circ$ の範囲で 5° ずつ変えながら計測することにした。

まず始めに、3種類の翼の特徴を簡単に調査した。

- ① 最大翼高 2.6cm 、最大キャンバ 1.3cm で、下面が水平な翼
- ② 最大翼高 2.1cm 、最大キャンバ 1.05cm で、翼下面の反りが小さい翼
- ③ 最大翼高 1.4cm 、最大キャンバ 0.70cm で、翼下面の反りが大きい翼 湾曲している



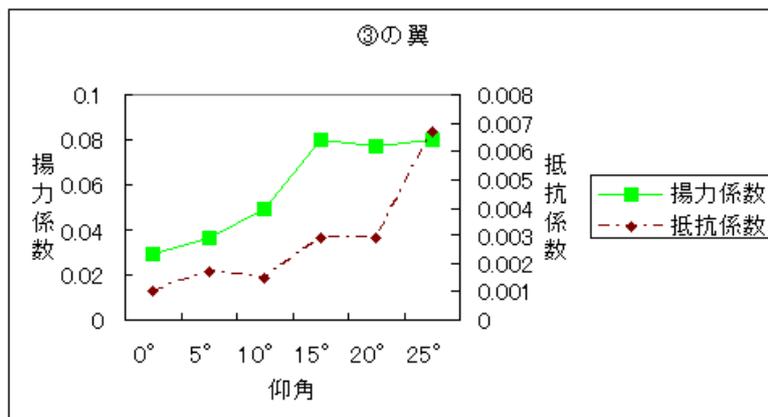
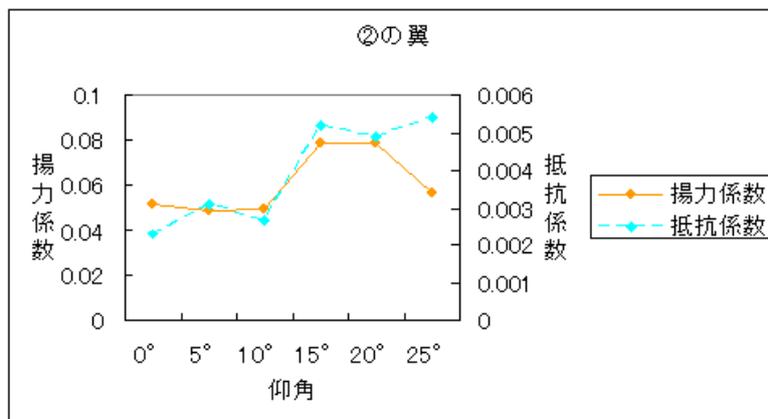
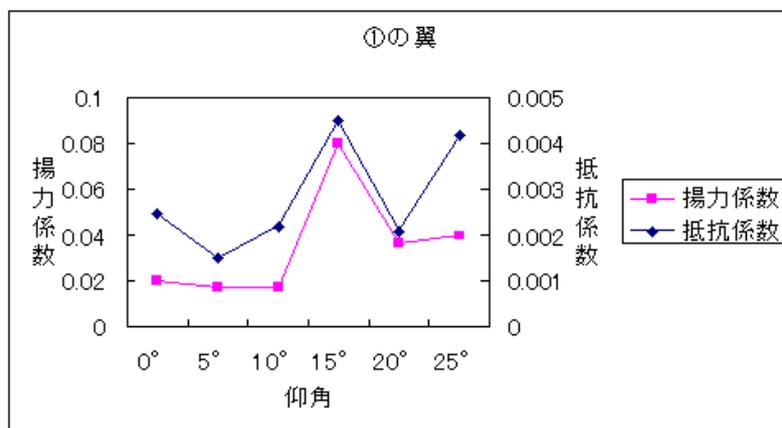
風速、揚力、抵抗をそれぞれ計測した。仰角の大きさによって数値は大きく変化するため、仰角が $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$ の順にまとめた。

また、性能を数値上で比較するために、計測結果を用いて、揚力係数、抵抗係数を計算することにした。文献で、揚力係数、抵抗係数の算出方法を調べたところ、揚力、抵抗を算出する式に実験結果を代入して算出できることが分かった。したがって、次の式に数値を代入し、算出し、表で示し、その数値をグラフ化した。

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S \times C_L \quad \rho : \text{空気の密度} (= 80.4 \text{ kg/m}^3) \quad C_L : \text{揚力係数}$$

$$V : \text{風速} \quad C_D : \text{抵抗係数}$$

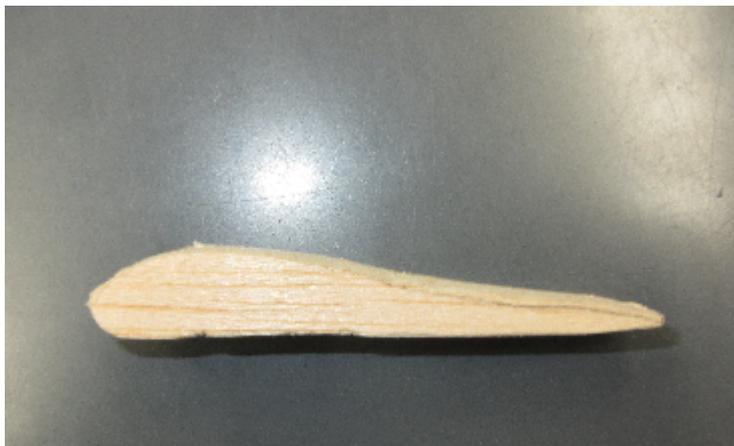
$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S \times C_D \quad S : \text{翼面積}$$



<実験2>

翼型の設計に取り組んだ。設計方法として、NASAの前身であるNACAが採用していた設計方法を用いる。そして、計算した数値をインターネット上のフリーソフトを利用して、翼型へと変換した。この翼型をバルサ板に写し取り、翼型の部分をくりぬいた。こうして作成した翼で、<実験1>と同じように風洞実験を行い、データを測定した。また、この実験を<実験2>と位置づける。

翼幅を2cm、翼弦長を10cmとして設計した新たに設計した翼3種類をそれぞれ、a、b、cとする。



a) 最大翼厚

最大キャンバ1.4cmのピーキー翼型

<実験1>のように反った翼ではなく、後部に厚みをもたせ全体的に厚みを持たせた。前縁半径が0.5cmと大きく、風の流れ方が変わることも期待した。



b) 最大翼厚

最大キャンバ1.8cmの翼

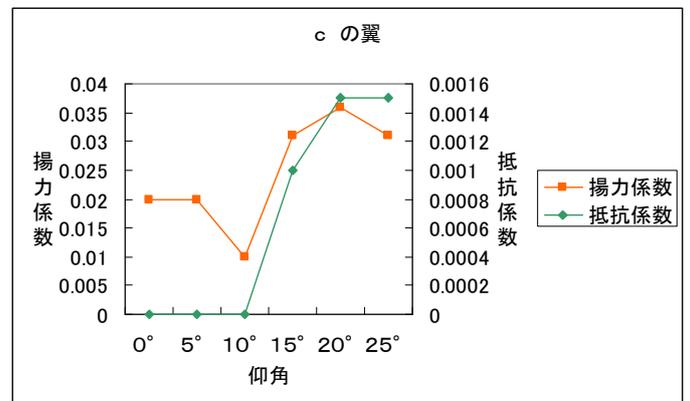
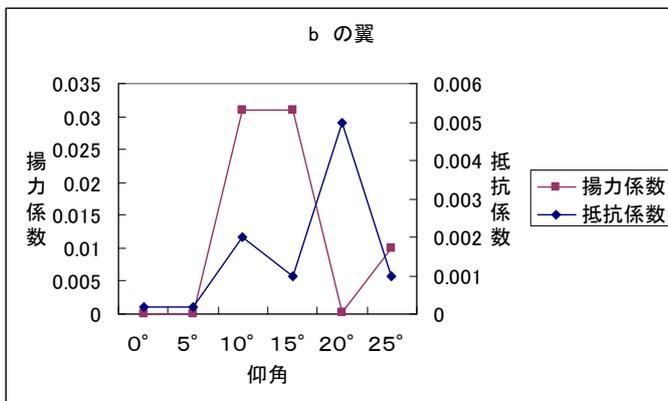
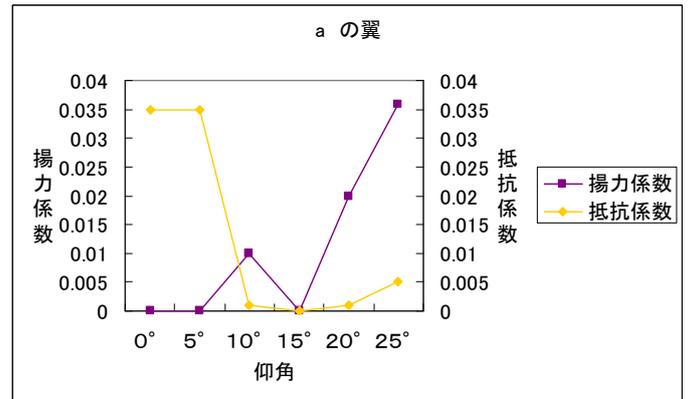
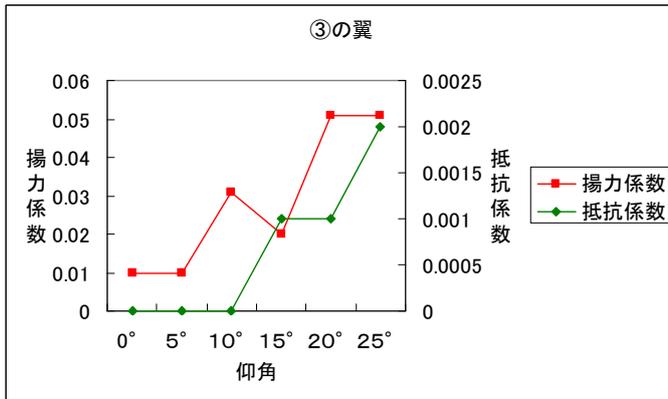
aの翼とは違って、翼厚が大きく前部で少し反らせて製作した。今までの翼との揚力発生と異なる結果が出る事を期待した。また、後部では上弦に膨らみを持たせる事で、これまでの翼との差異化をはかった。



c) 最大翼厚

最大キャンバ1.4cmのスーパークリティカル翼型

後縁に丸みを持たせる事で、揚力発生の向上を計った。なるべく翼厚を小さくして薄く作る事で、小さい仰角でも大きな揚力が発生する事を期待した。



<実験3>

仰角 20° の時の風の流れと他の仰角の時の風の流れを比較する。この時の風速は風洞の最大風速 $7.8m/s$ で計測する。この実験で使用する翼は、翼 b の翼幅を $13.6cm$ にしたもので、風洞に入れる事ができる限界の幅に設計し、流体が上下に分かれて流れるようにした。また、スモークマシンを用いて流体を可視化させ、流れ方に変化があるか検証した。



4. 結果と考察

<実験1>

実験装置内に風を流すと、全ての翼で後縁部分がぶれるのが肉眼で確認できた。①の翼では、仰角 0° 、風速約6メートルで、風に対して翼全体が、大きな横揺れを起こしていることが分かった。これは、空気が装置内を通り抜ける時、翼が抵抗に耐え切れず、ぶれたと考えられる。この時、上向きの力は小さいながら発生したが、水平方向の抵抗力が大きくなりすぎて、鉛直方向の揚力が小さくなってしまったと結果をまとめた表から考えられる。このことは、仰角 $15^\circ \sim 20^\circ$ のとき、②、③の翼にも見られ、大きな揚力が発生しても、安定した飛行ができないと考えられる。

実験結果を比較して、共通していえることは、どの翼も仰角 15° の時に、揚力が最も大きな数値を出していることだ。このことから、最大揚力係数はどの翼も 15° 付近の仰角で算出できると推測した。

揚力は、②の翼が、①、③と比べて、小さい仰角のときでも、高い揚力を示した。しかし、風速から見ると、③の翼は風速の値が小さくてもわずかながら揚力の発生を示した。このことから、最大翼高の幅が小さいものほど、わずかな風速でも揚力を発生させることができると考えられる。また、①の翼は翼下面がまるで板のようで、反りがなく、揚力の発生に大きな差があったことから、翼下面に反りをつけることで、揚力を大きくすることが出来ることが考察できる。

しかし②の翼の抵抗は、最も大きな値を示した。一方、③の翼の抵抗の値は最も小さくなり、仰角を変えたときに揚力の数値の面で、②の翼とさほど差がなくなっていることから、③の翼が最も性能がよいものと推測できる。

グラフから、①の翼の揚力係数は、他の2つの翼と比べて小さいことが分かる。②の翼では、仰角が小さいときでも大きい値を示しているが、仰角が $15^\circ \sim 20^\circ$ の値を境に、小さくなっていることが分かる。このことから、①、②の翼の最大揚力係数は仰角 15° の時、最も揚力の発生しやすい角度だということが考察できる。

一方で、③の翼は、他の2つの翼に比べ、揚力係数がある角度を境に小さくなっていない。計測範囲の中で、最大揚力係数が2つ存在するため、最大揚力係数を発生させる仰角が 25° より大きいと推測できる。

抵抗係数を見ると、②の翼では、揚力係数が大きくなるにつれて抵抗係数も大きくなっていることが分かる。翼を浮かせるためには、揚力と抵抗が不可欠だが、揚力は大きく、抵抗は小さくなることが求められるため、この点で②の翼は飛行には適さないと言える。①の翼は、抵抗は②の翼ほど大きくないが、揚力係数が全体的に小さい値を示している。したがって、揚力はあまり発生せず、飛行に適さないと言える。

それに比べて、③の翼は、最大揚力係数を示した仰角 15° の時の抵抗係数は0.0029であった。他の2つの翼に比べ、非常に小さい値をとっているため、抵抗が小さく揚力の発生の阻害を最小限まで抑えられると考えられる。

この実験結果、計算結果から、③の翼が最も性能が良い翼であることが言える。揚力係数、抵抗係数を計算することで、自分の2つの考えが間違っていないと確信を持つことができた。また、設計するに当たって、③の翼のように、最大尾翼、最大キャンバがより小さい湾曲した翼を目指して設計、他の翼と計測結果、揚力係数、抵抗係数の計算結果を比較しながら、性能の良し悪しを判断していきたい。

<実験2>

<実験1>の計算で用いた公式から、翼面積の値によって、揚力が発生する。

今回の計測結果の値は、<実験1>での計測結果の値と比較して小さくなった原因として、翼面積を極端に小さくしてしまった事が挙げられる。

③の翼は<実験1>の結果通り、仰角 $20^\circ \sim 25^\circ$ のとき、揚力が最も大きくなった。同様に、aの翼も仰角

20°～25°のときに揚力が最も大きくなった。一方、cの翼は仰角が小さいときでも揚力は値を示し、抵抗は小さい値を示した。bの翼は他の翼とは揚力、抵抗共に小さく、他の翼と比べて最大翼厚が大きく、流体の流れる距離が長くなり流体が後縁まで達するまでの時間が伸びたと考えた。同時に、最大翼厚が小さい形状も効率良く揚力を発生する一つの要因になり得ると考えた。

また、翼面積を小さくした結果、＜実験1＞と比べて数値が小さくなったことが分かる。ここから、より安定した揚力を発生させるためには、翼幅がある程度必要であると分かった。

③のグラフでは、前回の実験と同じように、仰角20°～25°のとき、揚力係数が増加していて、実験上での「最大揚力発生仰角」だと位置づけられる。しかし、抵抗係数もほぼ同じ仰角の時に急激に大きくなっていることから抵抗力も大きいと考察できる。これからは揚力係数が大きい、かつ抵抗係数が小さくなるような翼を設計・製作していきたい。

cの翼は③の翼と似たような結果が出た。予想通り、スーパークリティカル翼型の「仰角が小さくても揚力は大きい」特徴を実験から確認する事ができた。仰角10°以降抵抗係数が急激に大きくなったことから、cの翼は水平を保ちながら飛行する事が理想だと考えられる。

対照的に、aの翼は仰角0°～5°では抵抗係数が、仰角20°～25°では揚力係数がそれぞれ大きくなり、その時もう一方の係数の値は非常に小さくなる。唯一、仰角15°の時にほぼ同値を示し、両係数の大小が逆転する境界だと分かる。aの翼では、仰角を大きくして飛行することが望ましいと考える。

<実験3>

写真から、仰角20°のときの翼では、流体が流れていない部分がある事が分かった。仰角0°のときの翼では、翼に沿って流れているが、仰角20°のときは後縁近くで流体が流れていない事が分かる。したがって、流体の流れ方の変化によって発生する揚力の数値に変化があると考えられる。また、少し時間が経過すると、流れなかった部分に上から巻き込むようにして流体が流れ込んだ。

全体の考察として、揚力をより効率よく発生させる条件として次のような条件が考えられる。

- ・風速を大きくする
- ・反りのある翼を使用する
- ・流体が翼の周りに沿って流れるようにする

実験や計算には多くの時間が必要で苦労も多々あったが、貴重な経験ができたと思う。この一連の実験と考察を通して、当初考えていた仮説をある程度検証できた。今後は機会があれば、翼のみではなく、機体全体の設計について研究していきたいと考えている。

5. 参考文献

- ウィキペディア フリー百科事典「翼型」
橋本 孝明 著 「わかりやすい航空工学」