

200g サイズの模型飛行機の空力特性の測定

Measurement of aerodynamic characteristic of a model airplane weighs 200g

○市橋亮吾¹, 松尾勇汰¹, 大竹智久²*Ryogo Ichihashi¹, Yuta Matsuo¹, Tomohisa Ohtake²

Abstract: The purpose of this study is to evaluate aerodynamic characteristics of model airplane from measured values by wind tunnel testing, and to know actual flight performance by comparing measured values of testing with analysis values of airfoil by analysis software. We measured lift, drag and pitching moment using a six component balance when angle of attack is changed. In the testing, Reynolds number is $Re = 33,000$. As a result, in this testing aircraft, maximum lift/drag ratio is 9.02 at 4.96 deg. so this testing aircraft can fly efficiently. Effect of lift coefficient of fuselage is large about 8% of lift coefficient of model airplane.

1. はじめに

“全日本学生室内飛行ロボットコンテスト”という大会があり、200 g サイズのラジコン飛行機を学生が設計、製作を行っている。その一方で、200 g サイズの模型飛行機を設計する過程で、同サイズの模型飛行機における風洞実験のデータが少ないため、設計する際は解析ソフトによる空力特性の予測しか行うことができない。以上のことから、本実験では実際の大会に出場した機体を用いて風洞実験を行い、風洞実験から得られた計測値から、空力特性の評価を行う。また、解析ソフト xflr5 によって得られた解析値と実験結果を比較し、揚力係数の差を実験結果にフィードバックすることで、今後、機体を設計する際に、設計段階でより実際の機体に働く力を把握できるようにする。

2. 実験装置および方法

風洞実験に使用する実験機は、実際の大会に出場した Libellen-18 を用いる。この実験機の質量は 180 g で全長 860 mm、翼幅 1,450 mm である。主翼の翼型は DAE-51 を使用しており、上反角は 7 deg. である。また、翼根の 1 つ翼端側にあるリブから翼端にかけて線形的に振り下げがあり、翼端の振り下げは 2 deg. である。また、翼根の翼弦長は 160 mm、翼端の翼弦長は 100 mm である。実験に使用した模型飛行機の写真を Fig.1 に示す。風洞は日本大学理工学部大型低速風洞を使用し、測定部の寸法が 2 m × 2 m の水平式閉鎖回流型である。本実験では主翼の空力平均翼弦 $c_a = 130$ mm を代表長さとしたレイノルズ数が $Re = 33,000$ の状態でピッチ角 θ の範囲を -5 ~ 11 deg. とし縦三分力の測定を行った。また、解析ソフト“xflr5”を用いて主翼の平面形や振り下げを同条件にして、解析を行った。

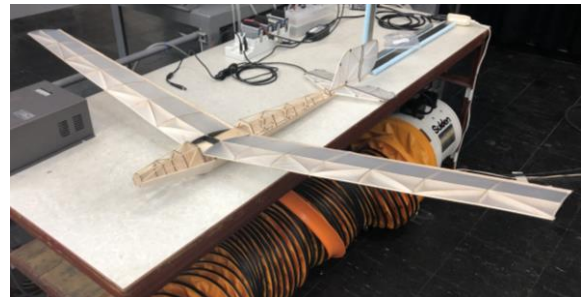


Fig.1 model airplane

3. 実験結果および考察

極曲線と極曲線の接線を Fig.2 に示す。Fig.2 において、極曲線からピッチ角 4.96 deg. で最大揚抗比が 9.02 となることが分かる。また、Fig.3 の揚力係数のグラフと極曲線の揚力係数を照らし合わせることによって、ピッチ角がわかる。ピッチ角が -5 ~ 4 deg. の範囲で揚力係数は抗力係数と比較してかなり増加するが、抗力係数には揚力係数のような大きな変化は見られない。ピッチ角 6 ~ 11 deg. の範囲では抗力係数は増加するが、揚力係数は少ししか増加しない。このことから、最も効率よく飛行したい場合はピッチ角 4.96 deg. で飛行するのが良く、ピッチ角が 6 deg. を超えると揚力係数の増加に対して抗力係数の増加が大きくなるため、ピッチ角を 6 deg. より大きくすると急激に飛行効率が下がると考えられる。

風洞実験によって得られた揚力係数と xflr5 による解析結果を Fig.3 に示す。各グラフにおいて再現性を得るため、橙色の線は頭上げの方向にピッチ角を変化させた結果、青色の線は頭下げ方向にピッチ角を変化させた結果を示している。また、黒色の線で xflr5 による解析結果を示す。xflr5 は揚力線理論に基づいて主翼のみの揚力係数を算出している。Fig.4 は模型飛行機の胴

体に働く力と全備模型に働く力を比較するため、胴体のみの状態で計測した揚力係数について示している。Fig.3 において、失速角が得られていないことがわかる。しかし、10 deg. で揚力傾斜がほぼ0になっていることから、ピッチ角を2 deg. ほど大きくすれば失速するのではないかと考える。また、解析結果と実験によって得られた結果には差が生じていることがわかる。結果に差が生じた原因の1つとして胴体の影響が考えられる。Fig.4 の結果に注目すると、胴体のみで計測しても揚力係数はピッチ角 11 deg. で0.1ほどあり、これは全備模型の状態での揚力係数の8%ほどであることがわかる。このことから、胴体は抗力だけでなく揚力にも大きく関係しており、設計する上で主翼の揚力だけを考慮するのではなく、胴体にかかる揚力も考慮したほうが良いと考える。

風洞実験において、ピッチ角が 11 deg. のとき主翼に振動が見られたが、失速角が得られなかった。よって、主翼の有効迎え角から失速の領域を考察するため、ピッチ角 11 deg. における有効迎え角の分布^{[1][2]}を揚力線理論を用いて求め Fig.5 に示す。実験に用いた模型飛行機の取り付け角は 5 deg. であり、ピッチ角が 11 deg. のとき、主翼の迎え角は 16 deg. である。Fig.5 において、ピッチ角 11 deg. での有効迎え角の分布が主翼の2/3以上で10.5 deg. を超えていることがわかる。また、xflr5 で $Re = 33,000$ における翼型 DAE-51 の解析を行うと失速角は 10.5 deg. ということがわかる。これらより、主翼の迎え角 16 deg. において失速していると考えられるが、それが現れていない。原因として、主翼の断面形状の変化などが考えられるが、本実験においてこれを断定できるデータがない。よって、今後の実験において主翼表面の材質を変化させるなどして、主翼断面の変化における影響についてより考察していきたいと考える。

4. まとめ

今回の風洞実験と xflr5 における解析結果より、以下の知見が得られた。

- ・実験機は 4.96 deg. で最も飛行効率がよくなり、ピッチ角が 6 deg. を超えると急激に効率が悪くなる。
- ・本実験に用いた機体において、胴体の揚力係数は全備模型に対して8%ほど影響している。

今後の実験はさらに表面形状の影響を考察するため、主翼の表面の材料を変更するなどして、断面の変形や胴体の影響をさらに詳しく調べていく。

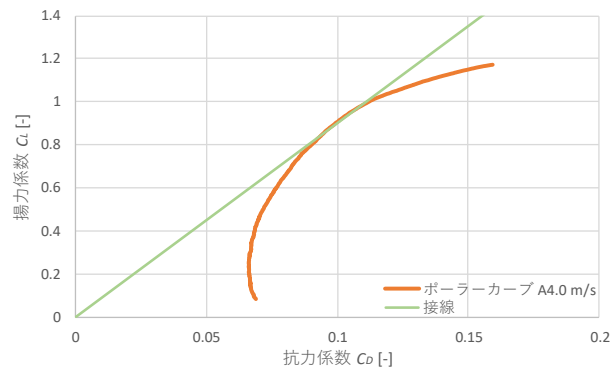


Fig.2 polar curve of model plane

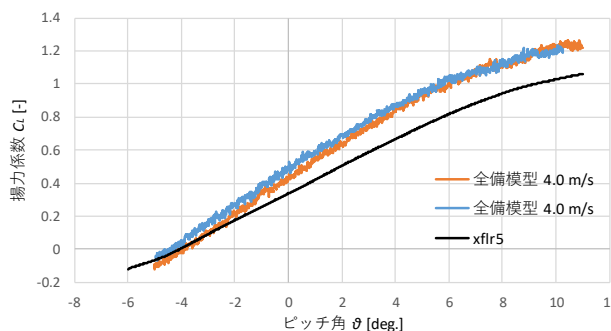


Fig.3 Lift coefficient of model plane

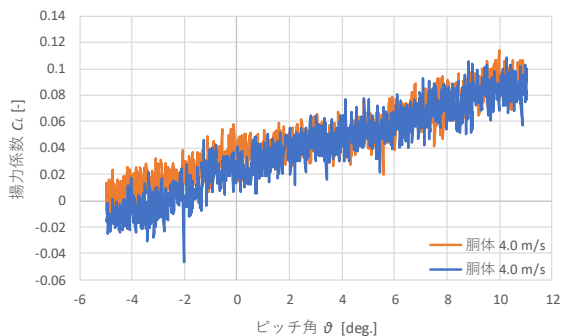


Fig.4 Lift coefficient of body

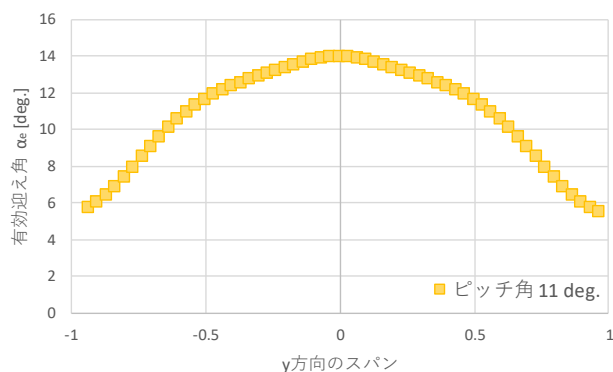


Fig.5 effective angle of attack

参考文献

[1] 牧野光雄:「航空力学の基礎」,産業図書, pp.136~146, 2017
 [2] Robert T. Jones:「翼理論」,日刊工業新聞, pp.116~134, 1993.7