

無尾翼機の安定性について

3521 田立脩一朗 3523 成瀬大生

◎ 要旨

この研究では無尾翼機が安定して飛行できる構造を探った。無尾翼機は尾翼がないため機体の安定性が悪くなってしまふ。その安定性を改善するため模型飛行機を制作して飛行実験を行い、コンピュータシミュレーションも利用して研究を行った。その結果、翼の揚力が AoA によって滑らかに変化すること、翼に後退角をつけること、機体の重心を風圧中心より前におくことで安定性を高められることが判明した。

◎ 本文

本論文中で使用されている用語の定義は最終頁の表にまとめて示した。

1. 目的

無尾翼機は主翼だけで構成され、尾翼や胴体がないため空気抵抗が少なく、機体も軽量化することができる。そのため無尾翼機は無駄がなく、航空機の理想的な形態であるといわれている。しかし機体の姿勢を制御する尾翼がないことは、安定性を大きく失うことにもつながる。この問題点により民間では無尾翼の旅客機や輸送機は実用化されていない。そこで我々は無尾翼機が安定して飛行できる構造を探り、実用化に近づけることを目的としてこの研究を行った。

2. 実験とその結果

実験① 翼厚と安定性

<目的>

翼厚が安定性に及ぼす影響を調べる。

<仮説>

薄い翼のほうが空気抵抗を受けにくく、それにより気流の影響が軽くなるため安定して飛行する。

<材料>

バルサ材(1mm 厚)、竹ひご(2mm×5mm)、瞬間接着剤、和紙

<方法>

翼厚比が 13% 厚の厚い翼と 7% 厚の薄い翼(図 1、図 2)の二種類を制作する。翼平面形はハンググライダーなどによく見られる三角翼(図 3)を採用した。(図 2)のように骨組みを制作し、その上から和紙で機体表面を覆った。その後手で投げて滑空させ、安定性を調べた。

翼厚比が 13% の翼を W1-13、7% の翼を W1-07 とよぶことにする。

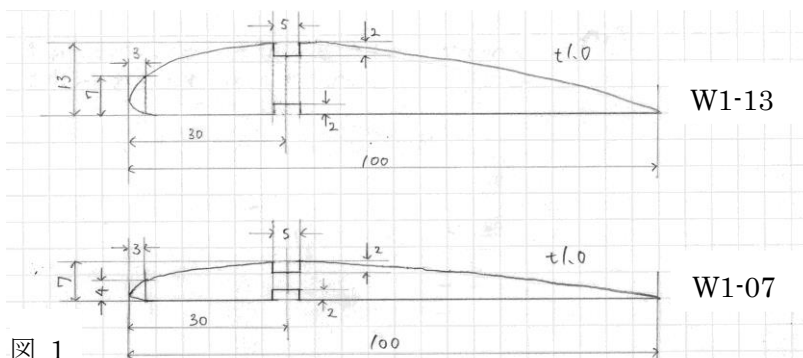


図 1

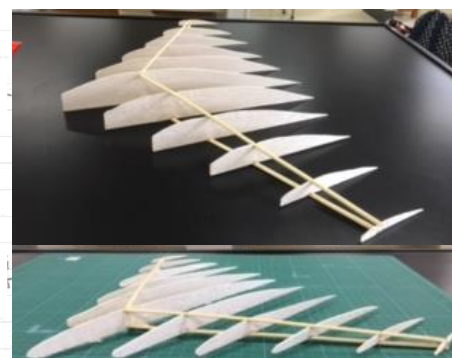


図 2

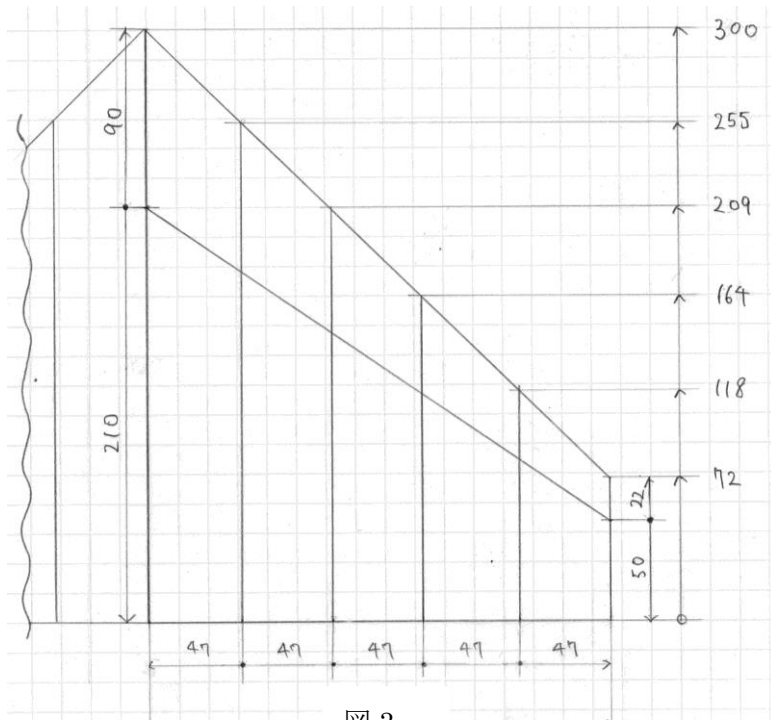


図 3

<結果>

ともに 10 回以上飛行させたところ、平均して W1-13 は約 5m、W1-07 は約 3m の距離を姿勢を保って飛行した。

どちらもある地点で機首が突然下を向き、勢いよく墜落するという特徴があった。

<考察>

結果から、仮説と違い W1-13 のほうがより安定していることがわかる。なぜこのような結果になるかはこの実験ではわからなかった。

共通してみられた急激な機首下げは、観察の結果速度を失ったときに発生すると考えた。

実験② 揚力係数の計算

<目的>

実験①の結果をうけ、なぜ W1-13 の方が安定したのかを探る。

<仮説>

W1-13 と W1-07 の間には特徴的な差異があり、それが原因で安定性が変化する。

<使用ソフトウェア>

翼型解析ソフト XFLR5

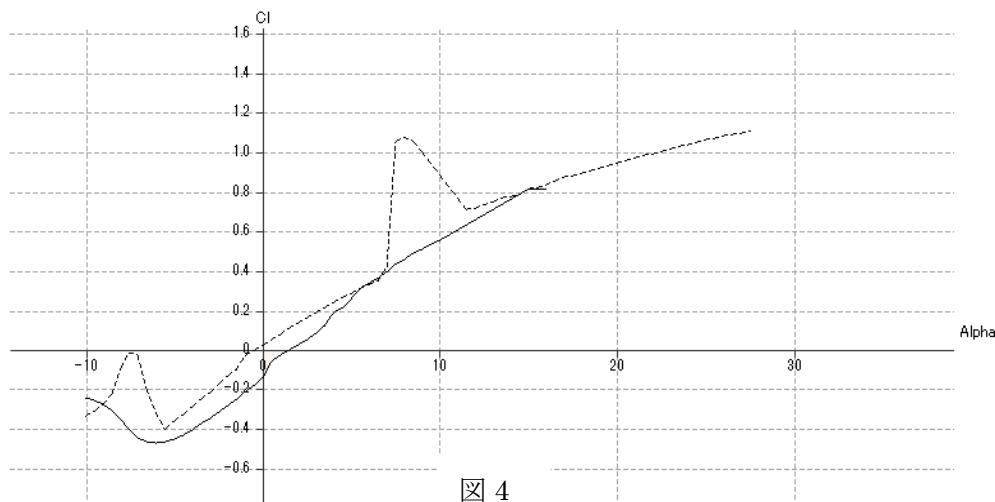
<方法>

翼の揚力係数と AoA との関係調べてグラフ化することで翼の特性を表し、そのグラフから原因を見つける。

この揚力係数と AoA の関係調べるため、XFLR5 という翼型解析ソフトを用いて揚力係数のシミュレーションを行った。レイノルズ数 30,000、マッハ数 0.0 として計算した。

<結果>

シミュレーションの結果、揚力係数(CI)と AoA(Alpha)の関係は図 4 のようになった。



実線:W1-13
破線:W1-07

図 4

<考察>

このグラフより、以下のことがわかる。

	失速点	特徴
W1-13	16.0	揚力係数が AoA に対し滑らかに変化している。
W1-07	27.5	揚力係数が AoA 9.0° 付近で突然大きく変動している。

したがって、W1-07 で揚力係数が突然大きく変動していることが実験①での安定性の低下につながっていると考えられる。W1-07 の方が失速しにくい、失速点の AoA が少なくとも 16.0° 以上あれば安定性には大きな影響がないことも判明した。

実験③ 後退角の影響

<目的>

翼平面形の違い、特に後退角の有無がどのように安定性に関与するのかを調べる。

<仮説>

多くの航空機に後退角がついているため、後退角をつけた翼の方がより安定して飛行する。

<材料>

バルサ材(1mm 厚)、竹ひご(2mm×5mm)、瞬間接着剤、和紙

<方法>

後退角をつけない矩形翼と、30° の後退角をつけたテーパー翼(図 5、6)の 2 つを制作し、飛行させる。製作方法は実験①と同様である。



図 5

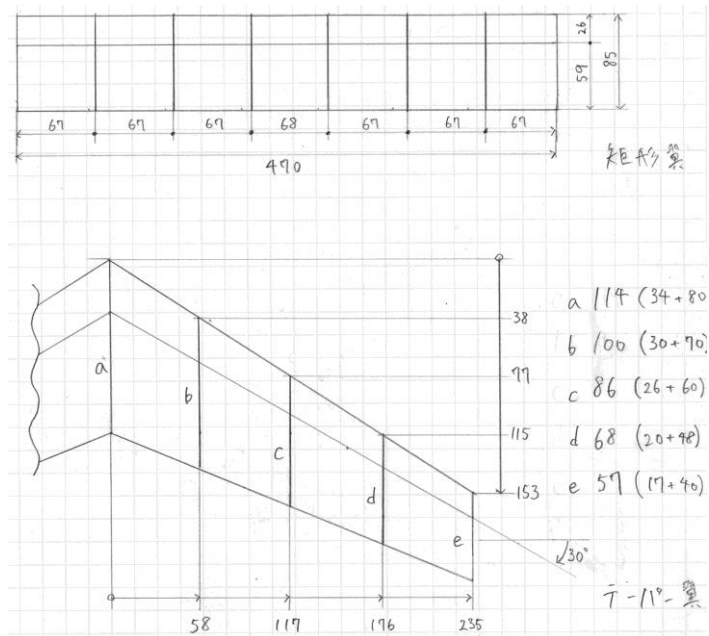


図 6

<結果>

	縦安定	横安定
矩形翼	×	×
テーパー翼	△	○

<考察>

この結果から、特に横安定は後退角をつけることで高められることが判明した。これは横滑りしているとき、滑っている方の翼がより空気を受けて片側の揚力が大きくなって機体が傾き、横滑りを解消する方向に進もうとすることで安定した飛行を取り戻すからだと考えた。

実験④ 重心と縦安定

<目的>

実験③では横安定性について実験したため、縦安定性を高める構造を発見する。

<仮説>

機体の重心を風圧中心の前方におくようにすることで安定性が保たれる。この仮説は(図 7)のように、重心が風圧中心の前方にあり AoA が大きすぎるときは機体後部を持ち上げる(=AoA を下げる)方向にモーメントが働き、AoA が小さすぎるときは機体後部を下げる(=AoA を上げる)方向にモーメントが働くと考えたからである。

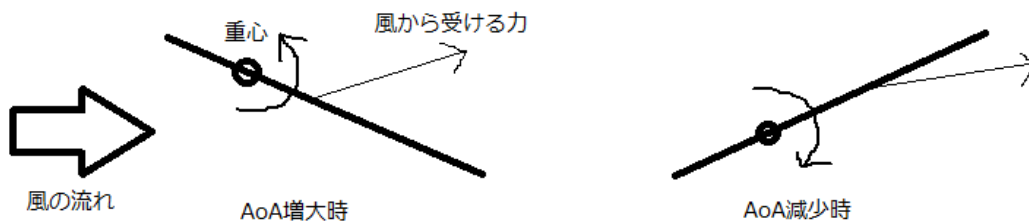


図 7

<材料>

実験③で制作したテーパー翼の機体、おもり（バルサ材の切れ端）、セロハンテープ

<方法>

実験③で使用したテーパー翼の重心をおもりで前後に移動させることで縦安定性がどのように変化するかを調べる。バルサ材の切れ端を機体の内側にセロハンテープで留めることでおもりとした。

<結果>

位置は翼弦線の前縁から何%のところにあるかで示した。前縁位置が 0%、後縁位置が 100%である。この機体の風圧中心は翼弦線の 30%位置にあった。

位置	10%	15%	20%	25%	30% (風圧中心)	35%	40%
縦安定性	△	○	◎	△	△	×	××

重心が前方にあるほど、機首が下がる傾向が強くなった。

<考察>

結果より、仮説での理論が正しく、重心を風圧中心の前方におくことで縦安定性が高まることが実証された。しかし前方におきすぎると機首が重くなり下を向いてしまうため、安定する重心位置の設定は調節が必要である。

ここで、機体の製作速度を向上させるため、発泡スチロールを用いて翼を製作することにした。ゴムを用いて強く張ったニクロム線に電流を流して発熱させ、その熱で切断する発泡スチロールカッターを製作した(図 8)。発泡スチロールの両側面に型となるバルサ材を接着し、その型に沿って切断することで翼を切り出すことができる(図 9)。これによって翼をより早く正確に製作することが可能になった。

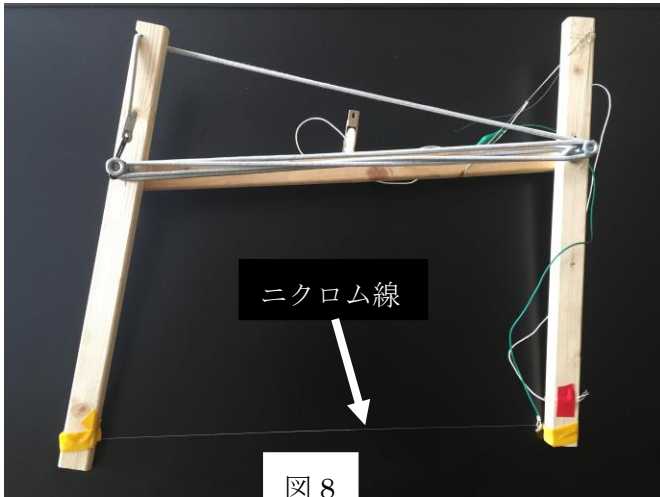


図 8

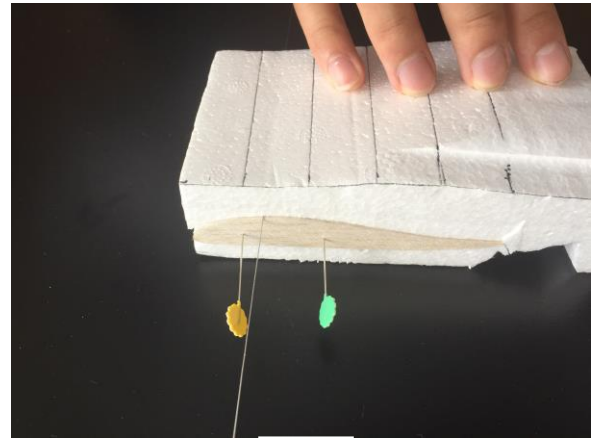


図 9

また従来までは表面に和紙を貼っていたが、和紙でなく模型飛行機用の熱収縮フィルムを使用することでも製作速度の向上を果たすことができた。

実験⑤ 翼型と縦安定

<目的>

実験①で観察された機首が突然下を向いてしまう現象を改善する。

<仮説>

W1-13 の後縁を上に向けることで機体後方に下向き揚力が発生し、その結果重心まわりに機首上げモーメントがはたらく。この作用で機首が下を向く動きを低減することができる。

<材料>

発泡スチロール、発泡スチロールカッター、バルサ材、まち針

<方法>

W1-13 の後縁を上げた翼型をつくる。これを W2-13 とする(図 10)。W1-13 と W2-13 の形に切り出したバルサ材をそれぞれまち針で発泡スチロールの側面に固定し、それを型としてカッターで切断した(図 11)。(図 12)の模式図で示すように、切り出した発泡スチロールの翼弦線 20%の位置に軸を通し自由に回転できるようにした状態で、前方から風を送ることで翼のピッチ方向の動きを観察する。

(図 13)

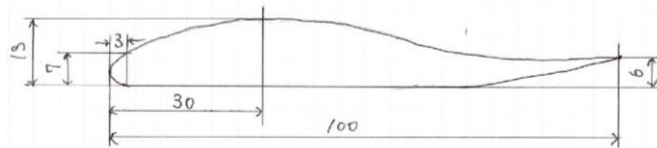


図 10

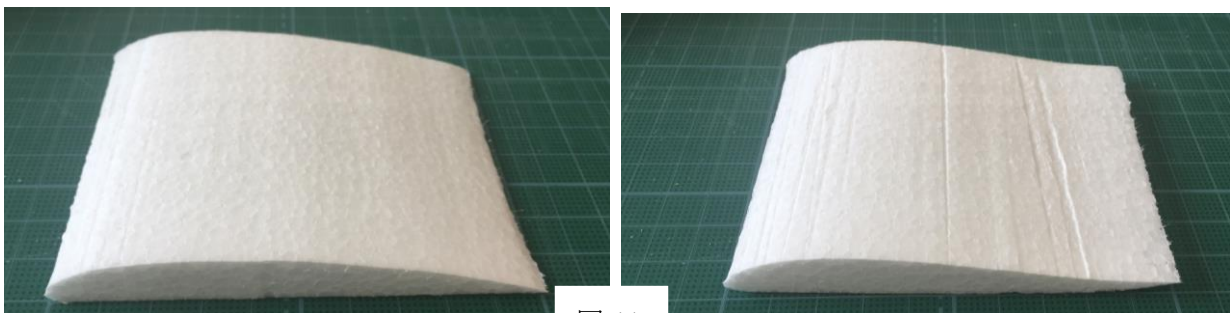


図 11

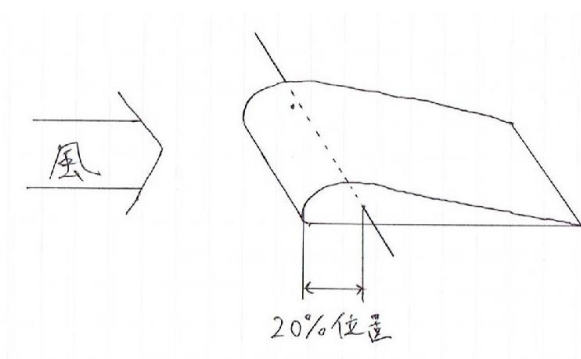


図 12

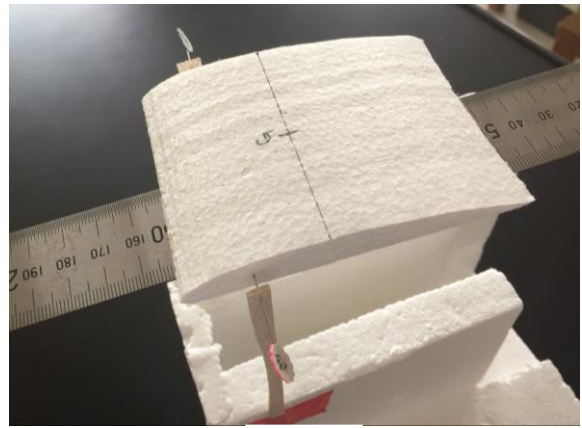


図 13

<結果>

W1-13はAoA -17° 付近で安定、W2-13はAoA 19° 付近で安定した。(図 14)

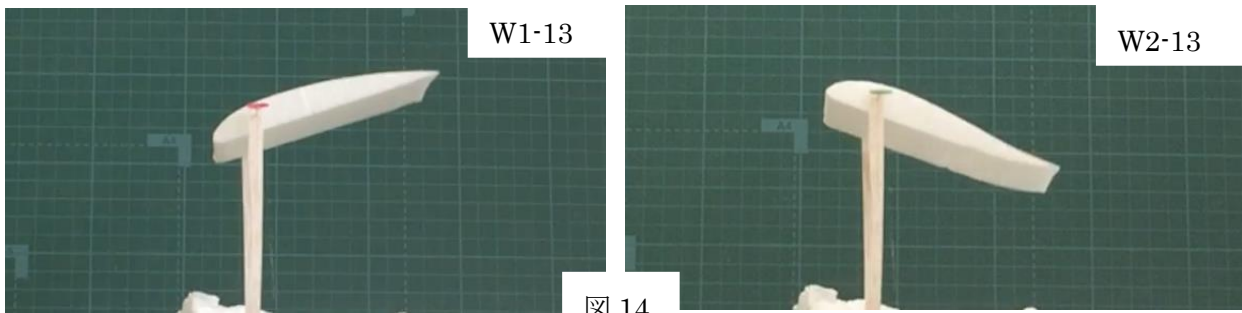


図 14

<考察>

W1-13はAoAが負の状態でも安定したため、この翼型は下を向こうとする性質があることがわかる。よって、実験①の飛行では、はじめ速度がある状態では実験④で示した風圧による縦安定の作用が大きく機体は安定して飛んだが、速度が落ちて風圧による作用が弱くなると翼型による下を向く作用の方が強くなり、突然下を向いたのだと考えられる。

したがって、W2-13を使用すれば機首が突然下がる現象は解消されると思われる。しかしW2-13では機首が上がりすぎて失速することがこの結果から予測できるため、安定性が向上するとは断言できない。翼型の後縁を上げる効果についてはさらなる実験が必要である。

3. 全体の結論

それぞれの実験で判明したことをまとめると、以下のようになる。

<総合的な安定性の向上>

翼の揚力がAoAに応じて滑らかに変化していくことが大切である。

<横安定性>

翼に後退角をつけることで保たれる。

<縦安定性>

重心を風圧中心の前方におくことで高められる。翼の後縁を工夫することで改善できる可能性がある。

4. 今後の展望

<飛行状態の数値化・グラフ化>

今までの実験では飛行状態を直接観察して実験を行っていた。しかしこれでは結果を具体的に記録する

ことが難しい。そこで飛行状態を記録するため、IMU(慣性計測装置)とマイクロコンピュータである mbed を機体に載せ、加速度と回転速度を計測して位置と角度を求めるソフトウェアを制作した。加速度を2階積分することで位置を、角速度を1階積分することで角度を求める。しかしこの方法ではセンサの測定誤差によるドリフトが発生する。この問題を解決するため、角度は地磁気センサも併用しカルマンフィルタという手法を用いて計算することでずれの蓄積をなくすことに成功し、誤差は 4° 以内に収められた。一方、位置は機体に搭載したセンサのみに頼ることは難しいと判断した。そこで飛行状態を外部から二台以上のカメラで撮影し、その映像を用いて一定時間ごとの機体の位置を調べることで信頼できる値を得たあと、IMUの計測結果を用いてその間を補完しようと考えた(図15)。このような、「ドリフトはあるが測定頻度が高い計測手段」と「ドリフトはないが測定頻度が低い計測手段」を組み合わせることは実際の航空機での位置決定にもGPS/INS航法として使用されており、高い精度で位置を取得することが十分可能であると考えられる。今後はこの手法の信頼性を確立・利用し、飛行状態をグラフで表せるようにしたい。

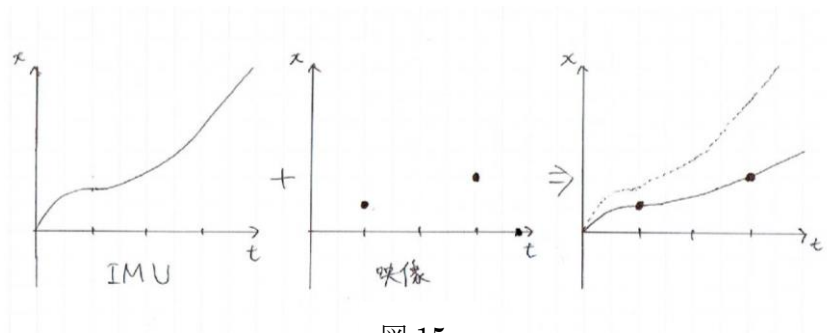


図 15

5. 参考文献、使用ソフト、画像引用元

- ・〈よくわかる航空力学の基本(第2版)飛行機はなぜ飛ぶのか?〉 飯野明監修、秀和システム
- ・〈Airfoil Tools〉 <http://airfoiltools.com/>
- ・〈XFRLR5〉 <http://www.xflr5.com/>

次ページに本論文で使用された用語の定義を示した。

用語	定義
主翼	航空機の翼で一番大きな面積を占める、揚力を発生させる主要な翼。
水平尾翼	航空機の後方に設置された、地表と平行な補助翼。
垂直尾翼	航空機の後方に設置された、地表と垂直な補助翼。
無尾翼機	水平尾翼、水平尾翼がなく、主翼のみで飛行する航空機。
ピッチ	機首を上げ下げする方向の動き。
ロール	胴体周りの回転の動き。
ヨー	機首を左右に振る方向の動き。
安定性	あるつり合い状態から何らかの力を受けて状態が変化したとき、元の状態に戻ろうとする性質。縦安定性と横安定性に分けて考えることができる。
縦安定性	ピッチ方向の安定性。
横安定性	ロール・ヨー方向の安定性。
翼平面形	翼全体を上から見たときの形。
翼型	翼の断面の形。
翼弦線	翼の前縁から後縁を結ぶ直線。
翼弦長	翼弦線の長さ。
翼厚	翼弦線と直角方向に測定した翼型の上面から下面の距離。
最大翼厚	翼厚の最も大きな値。
翼厚比	翼弦長に対する最大翼厚の比。
揚力	航空機にはたらく鉛直上向きの力。
AoA	流体の流れと翼弦線のなす角度。機首が上向きを正とする。
揚力係数	$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S}$ (Cl=揚力係数、 ρ =流体の密度、V=物体と流体の相対速度、S=物体の代表面積、L=発生する揚力)によって表される係数。翼型とAoAによって変化する。
風圧中心	航空機が飛行中に空気から受ける力の合力の作用点。
ドリフト	センサの誤差が原因で、測定値が正しい値から時間経過とともにずれていくこと。

