

翼設計と製作方法（翼の外皮の張り方）

ここでは翼形状および翼構造の決定指針と翼の製作に関するアドバイスを述べたいと思います。第一回大会では翼面積が不足しており、飛行速度が高く危険な機体は何機も見られました。また、表面の仕上りを重視するあまり、フィルムにアイロンをかけすぎてしまい、骨組みをゆがめてしまっている例が多数見られました。第1章、第2章、第3章で翼平面形状、翼型、構造に関して述べています。この部分は他の入門書でも良く解説されているところですので読み飛ばしても結構です。ただ第4章の製作の部分は良く注意して読んでください。

1. 翼平面形状

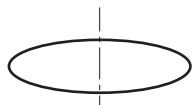
1. 1 翼平面形状の種類

翼形状は翼を上から俯瞰した翼平面形状と翼の切断面の形状である翼型に分けられます。どちらも重要な形状なのですが、まず翼平面形状について述べます。この翼平面形状は次の3つに大きく分類されます。



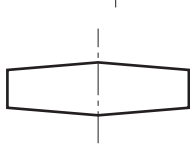
矩形翼

製作が容易。誘導抵抗が大。付け根の曲げモーメントが大きい。失速が翼の付け根から始まり、翼端失速を起こしにくい。



楕円形翼

製作が困難。誘導抵抗が小。付け根の曲げモーメントが中程度。理論的には失速が翼全体で始まる。



単純テーパー翼

製作がやや容易。誘導抵抗が中。テーパー比が大きくなるほど付け根の曲げモーメントは小さくなる。テーパー比が小さいほど翼端失速を起こしやすい。

1. 2 翼平面形に関する用語

以下に翼平面形に関する専門用語をまとめて記述します。

誘導抵抗

誘導抵抗とは翼が揚力を発生させる時に伴って現れる抵抗です。その正体は後方に残された空気が持下向きの運動エネルギーを供給するために発生する抵抗です。

有害抵抗

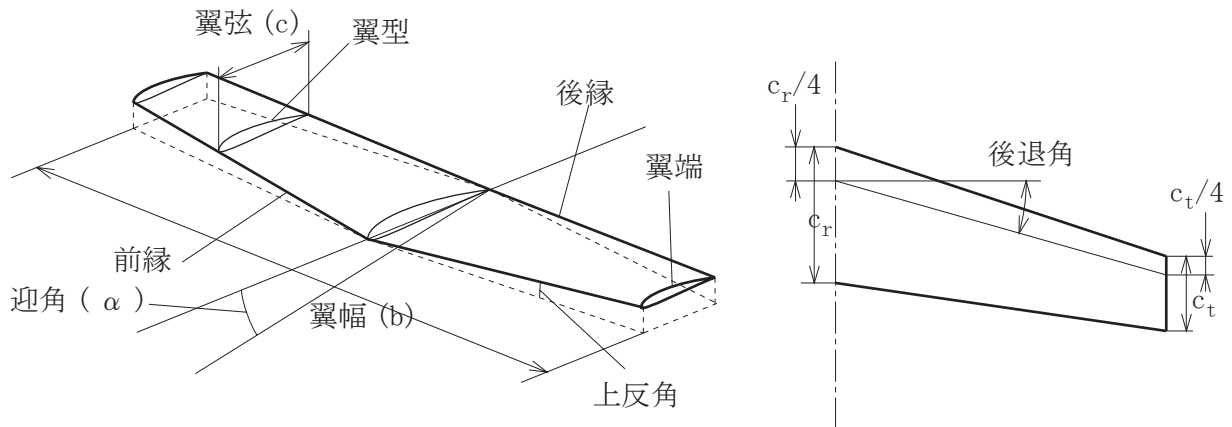
胴体、主翼、尾翼、エンジンなどの抵抗の合計です。全機抵抗から誘導抵抗を引いた値でもあります。

迎角（むかえかく、げいかく）

翼断面を考えた時、翼弦線と流入する流れが作る角度のことです。あるいは機体の前後方向の基準線と流入する流れが作る角度も意味します。

失速

機体の迎角を大きくしていった時、ある迎角で翼の揚力が急激に減り、抵抗が増します。この事を失速と言いその時の迎角を失速角と言います。失速時には流れが翼からはがれ（剥離）、乱れた後流を作ります。



翼端失速

一般に失速の原因となる剥離は翼全体で一気に起こりません。迎角を増やしていった時、付け根から剥離している領域が増える時、これを翼根失速といい、好ましい失速形態です。逆に迎角を増やしていった時、翼端から剥離している領域が増える時、これを翼端失速といい、好ましくない失速形態です。これは横転（ロール）の制御を司る補助翼（エルロン）が失速とともに効かなくなる事、不意自転（オートローテーション）とよばれるパイロットが意図しない横転が起こる事などが嫌われるためです。

アスペクト比

細長比ともいいます。翼幅を b 、翼弦長（翼の前後方向の長さ）を c としますと、

$$\text{アスペクト比} = b/c$$

で与えられます。しかし一般に翼弦長は一定ではありませんので次式を用いてアスペクト比を算出します。

$$\text{アスペクト比} = b^2/S$$

ここで S は翼面積です。

テーパー比

テーパー翼の付け根の翼弦長と先端の翼弦長の比です。次式で与えられます。

$$\text{テーパー比} = (\text{先端の翼弦長 } c_t) / (\text{付け根の翼弦長 } c_r)$$

テーパー比が小さいほど翼の付け根での曲げモーメントが小さくなりますが、翼端失速を起こしやすくなります。

後退角

一般に前縁から翼弦長の 4 分の 1 の位置の線が翼の対称面に垂直な線となす角です。ジェット旅客機などの主翼には 30 度から 40 度の後退角がついていますが、これは音速に近い速さで飛ぶ際に発生する抵抗を小さくするためです。低速の飛行機では通常、後退角を 0 に採りますが、翼端失速を防ぐために僅かにマイナスの後退角（前進角）を採ることもあります。

ねじり下げ

翼の付け根から先端方向にかけて前縁が下になるようにつけられたねじれです。一般にテーパー翼の翼端失速を防ぐために採られ、その値は 2～3 度です。

上反角

横の安定を良くする（左右に横転しない）ためにつけられる翼端を翼根より上げる角度のことです。

レイノルズ数

$$\text{レイノルズ数} = \text{代表長さ} \times \text{速度} / \text{大気の動粘性係数}$$

で与えられる無次元数です。大会出場機のレイノルズ数は、代表長さとして翼弦長をとり、この値を 0.1m、速度を 5m/s としますと、大気の動粘性係数は $1.46E-5m^2/s$ ですから

$$\text{レイノルズ数} = 0.1 \times 5 / 1.46E-5 = 34,000$$

となります。有人の航空機ですとこの値が 1,000,000~10,000,000 程度になります。今までの翼型の設計はおもにこの領域のレイノルズ数で行われてきました。レイノルズ数が小さくなりますとまず摩擦抵抗が大きくなります。また流れがはがれやすくなります。小さなレイノルズ数での翼型の選定には注意が必要です。この事に関しましては後述します。

1.3 平面形状の設計指針

翼面積の決定

簡単な計算をしてみます。機体重量は規定に従い 150g とします。また安全にかつゆっくりと床にまかれた文字を読み取るために飛行速度として遅めの値、5m/s を採ります。翼の揚力係数（後述）はやや大きめに 0.6 とします。これらから算出される翼面積は $0.16m^2$ となります（計算は省略）。アスペクト比を 6 としますと翼幅は約 1m、平均翼弦長は 0.16m となります。

第一回大会では翼面積が不足している機体が多く、翼面積が $0.04m^2$ 程度の機体がしばしば見受けられました。この翼面積から推算しますと、飛行速度は 10m/s 程度となります。この飛行速度ではカメラで床の文字を識別する時間が短くなり、また機敏な操縦が要求されます。 $0.16m^2$ 程度の翼面積を持つ機体の全備重量を 150g 以下にする事はかなり難しいと思います。ですが挑戦してみてもはどうでしょうか。

アスペクト比の決定

翼面積の決定が終わりましたら次はアスペクト比の決定に入ります。翼面積一定の下では誘導抵抗はアスペクト比に反比例します。ですからアスペクト比をグライダー並みの 18 としますと、アスペクト比 6 の場合に比べ誘導抵抗が 3分の1に減少します。しかし主翼が極めて細長くなるため、主翼に十分な強度を与える事が難しくなります。主翼の構造に丈夫な構造を用いれば大きなアスペクト比を用いる事が出来るのですが、翼を丈夫にするには厚い翼型を用いる必要があります。34,000 という低いレイノルズ数では一般に厚い翼は抵抗が大きく、また最大揚力係数が小さくなりがちです。

翼平面形状の決定

翼面積、アスペクト比が決まりましたら次は翼平面形の決定を行います。ここで注意して頂きたいのですが、ここで紹介する主翼の設計手順はあくまでも一例にしか過ぎません。主翼の設計は空力的、構造的な検討を何度も繰り返して求める必要があります。例えば平面形状の工夫で付け根での曲げモーメントを減らし、アスペクト比を大きく採ることが可能です。

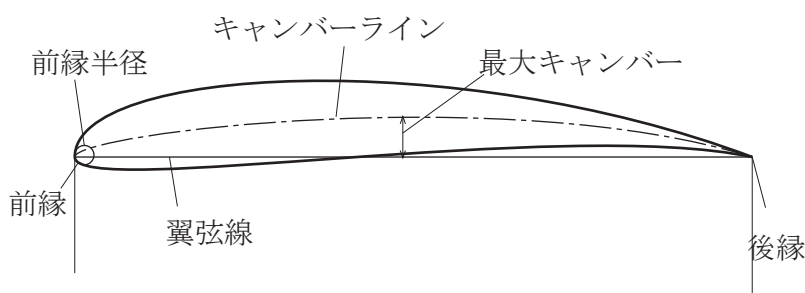
さて、与えられた翼面積、アスペクト比の下で誘導抵抗を最小にする翼平面形は楕円です。楕円翼は 1940 年頃に設計された飛行機に採用されたケースがいくつかありますが、現在、楕円翼を採用する設計者はほとんどいません。アスペクト比が 7 である場合、適度なテーパー比をもつテーパー翼の誘導抵抗は楕円翼の誘導抵抗の 4%増しにしかならないという事が分かっているのです。従いまして非常に製作しにくい楕円翼を採用する設計者はほとんどいません。（しばしば優雅な曲線が好まれて製作される事があります。）そこでテーパー翼のテーパー比はいくつが適当であるかと言う問題を考える事になります。ここでは矩形翼はテーパー比=1のテーパー翼であると考えます。誘導抵抗はあるテーパー比で最小になります。このテーパー比を数学的に求める事は難しくありません。いくつが最適かという問題は皆さんへの宿題とさせていただきます。

誘導抵抗の視点から見ますとテーパー比はある値に落ち着きます。しかし、構造の視点から見ますとテーパー比は小さい程良いという答えにたどりつきます。翼端で発生する揚力は付け根では大きな曲げモーメントになるからです。

そのため翼の先を細くして付け根のモーメントを小さくする答えが得られます。しかし、操縦性の視点からみますとテーパー比の小さいテーパー翼は翼端失速を起こしやすく、好ましくありません。テーパー比の小さい翼の翼端失速を防ぐためにはねじり下げが有効です。しかし、要求されるねじり下げは2～3度程度であり、この値を正確に実現するには高い工作技術が必要です。翼端失速をねじり下げを用いずに防ぐにはテーパー比を大きくする事が最も容易です。しかし、翼付け根での曲げモーメントが大きくなるため付け根を強く作る必要があり、重量が増えてしまいます。ただ、テーパー比を1とした時、つまり矩形翼の場合、全てのリブ（翼型をした小骨）が同じ形になるため製作が容易になります。

2. 翼型

2. 1 翼型に関する用語



翼型

翼の断面形状です。

翼弦長

前縁と後縁を結ぶ直線（翼弦線）の長さです。

翼厚

翼の厚さを翼弦長で割った値です。通常1～2%などと百分率で表します。

揚力係数

CLとも表記されます。無次元化した揚力です。揚力をL(N)、空気密度を ρ (kg/m³)、速度をV(m/s)、翼面積をS(m²)としますと

$$C_L = L / (1/2 \rho V^2 S)$$

で与えられます。

抵抗係数

CDとも表記されます。無次元化した抗力です。抗力をD(N)としますと

$$C_D = D / (1/2 \rho V^2 S)$$

で与えられます。

揚抗比

揚力係数/抵抗係数です。ある迎角で最大値をとりその値を最大揚抗比といいます。

R. H. Liebeck, 'A Class of Airfoils Designed for High Lift in Incompressible Flow,' J. of Aircraft 10, October 1973.

ではレイノルズ数が1,000,000において最大揚抗比が250に達する翼型が紹介されています。

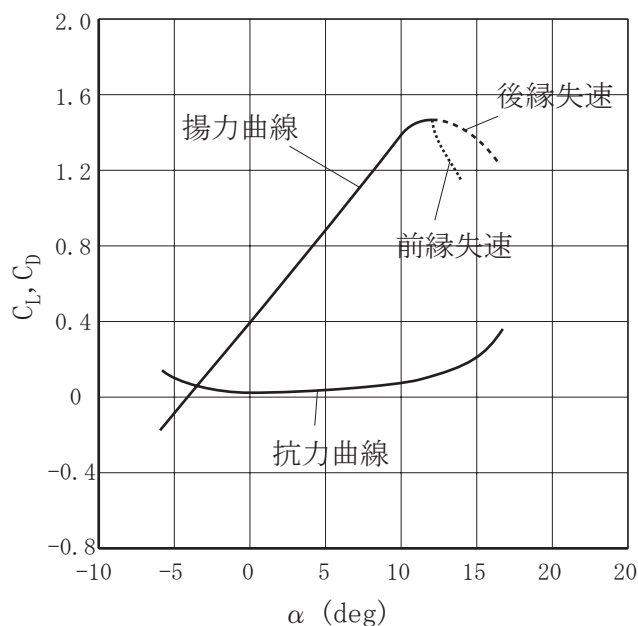
この程度のレイノルズ数では古典的な翼型（NACA 4字番号翼型など）では最大揚抗比は100を少し下回る程度の値をとります。

縦揺れモーメント係数

Cmとも表記されます。頭上げモーメントをm(N-m)、翼弦長をc(m)で表しますと

$$C_m = m / (1/2 \rho V^2 c S)$$

で与えられます。



揚力曲線

迎角に対する揚力係数の曲線です。レイノルズ数が変わると同じ翼型でも違う曲線になります。

抗力曲線

迎角にたいする抗力係数の曲線です。レイノルズ数が変わると同じ翼型でも違う曲線になります。

極曲線

一般にはポーラーカーブと呼んでいます。迎角をパラメータとして横方向に抵抗係数、縦方向に揚力係数をプロットした曲線です。レイノルズ数が変わると同じ翼型でも違う曲線になります。

前縁失速

翼型の迎角を増加させた時、流れが翼の前縁に近いところで剥離して起こる失速です。失速角度で急激に揚力が減少し抵抗も急増します。したがってこの翼型を用いた飛行機はパイロットが失速を予測しにくく、操縦が難しくなります。レイノルズ数が 1,000,000 以上の場合においては、翼型が薄い時、前縁半径が小さい時、最大キャンバーが前方にある時にこの傾向を持ちます

後縁失速

翼型の迎角を増加させた時、流れが翼の後縁に近いところから剥離が始まり、迎角の増加に伴って剥離点が前方に移動して起こる失速です。失速角度で緩やかに揚力が減少し抵抗も緩やかに増加します。したがってこの翼型を用いた飛行機はパイロットが失速を予測し易く、操縦が容易になります。レイノルズ数が 1,000,000 以上の場合においては、翼型が厚い時、前縁半径が大きい時、最大キャンバーが後方にある時にこの傾向を持ちます

前縁半径

前縁に内接する円の半径です。この値が小さいと前縁失速の傾向を持ちます。

キャンバー

矢高とも言います。翼の上面と下面から等しい距離にある線をキャンバーラインと呼びます。特にキャンバーラインが最も高くなる位置での高さを単にキャンバーともいいます。一般にキャンバーが大きい程、最大揚力係数は大きくなります。

2. 2 翼の性能データ

この分野のバイブル的な本が

Abbot, I. H. and von Doenhoff, A. E. , 'Theory of Wing Sections', Dover, 1949.

ですがレイノルズ数が 1,000,000 以上の場合に有効な翼型しか載っていません。

翼の形状を知るには以下のホームページが有効です

http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html

かつては実験結果も公開していたのですが、今は図書を購入しなければならないようです。

M. S. Selig, J. F. Donovan and D. B. Fraser, 'Airfoil at Low Speeds,' 1989.

などが上記のホームページの内容を包括しています。大学の図書館に頼めば直ぐ取り寄せてくれるはずです。

翼型の中では、特に Eppler という方が設計した Eppler 翼型シリーズが低いレイノルズ数 (100,000~400,000) で良好な性能を持っています。Eppler 翼型を多く扱っている本に長谷川 克、橋本 多寿美、'翼型 vol.1,' 電波実験社、1985。があります。現在も販売されているか分からないのですが、この本も図書館に頼めばすぐに取り寄せてくれると思います。

低レイノルズ数での使用を考えて設計された Eppler 翼型といえども本コンテストで使用されるであろう 40,000 程度のレイノルズ数での性能ははなはだ怪しくなります。

M. Okamoto, K. Yasuda and A. Azuma, 'Aerodynamic Characteristics of the wings and body of a dragonfly,' Journal of Experimental Biology, Vol. 199, Issue 2, 281-294.

にはレイノルズ数が 11,000 から 15,000 での各種翼型の風洞実験結果が載っています。この論文の一部を下に転載しました。非常に重要な情報を含んでいるのですが、どのように利用するかは皆さんへの課題とさせていただきます。

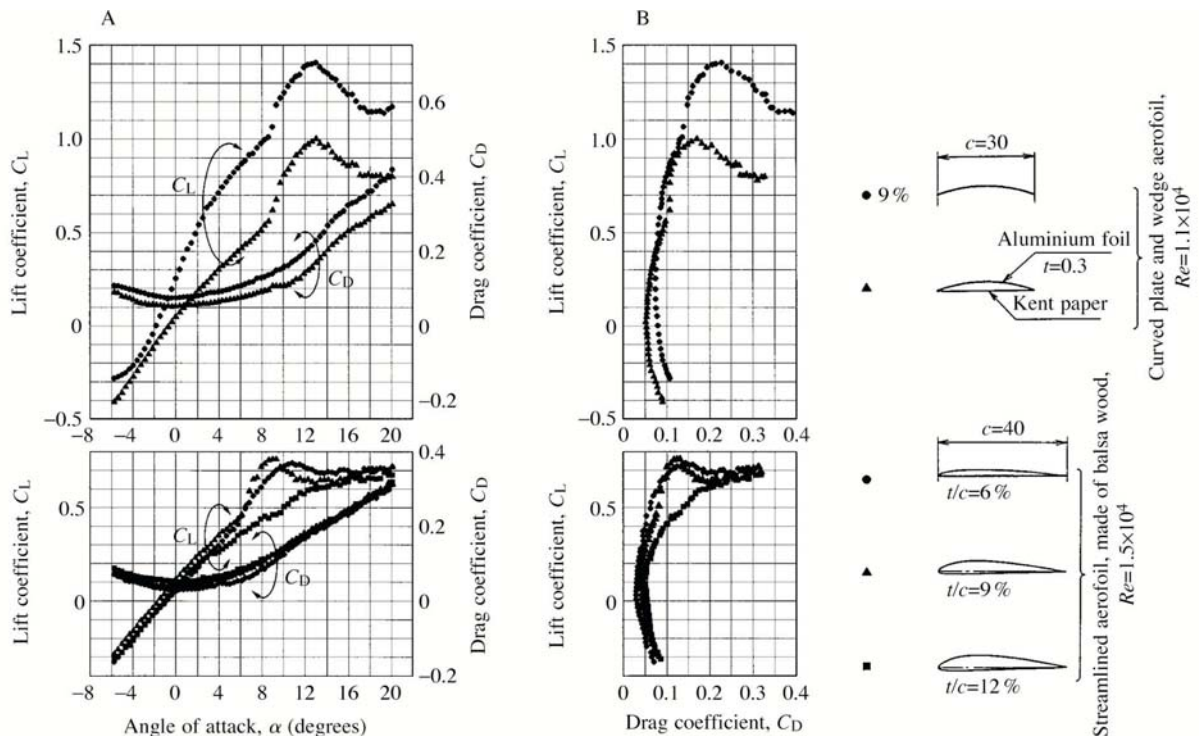


Fig. 10. Effects of thickness on the aerodynamic characteristics of a curved-section model wing (camber 9%) constructed from aluminium foil and Kent paper or balsa wood as shown. Each symbol refers to a different aerofoil shape as shown in the panel on the right; c , chord length; t , thickness; Re , Reynolds number. All dimensions are given in millimetres. (A) C_L and C_D versus α . (B) Polar curve.

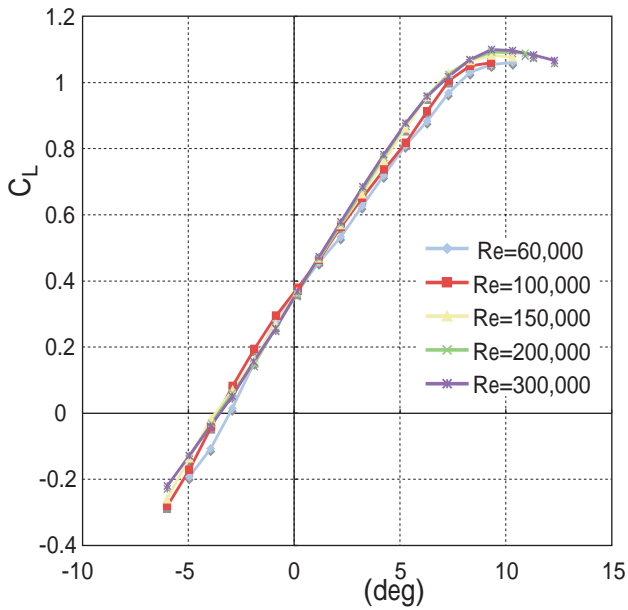


図1 揚力曲線

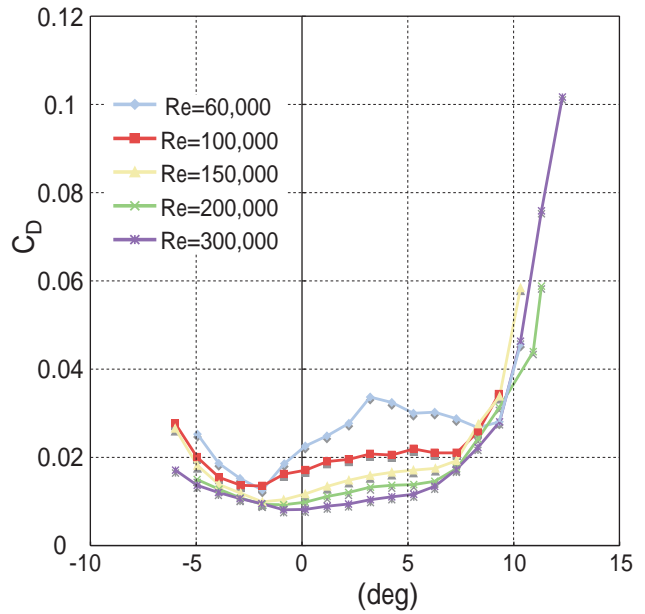


図2 抗力曲線

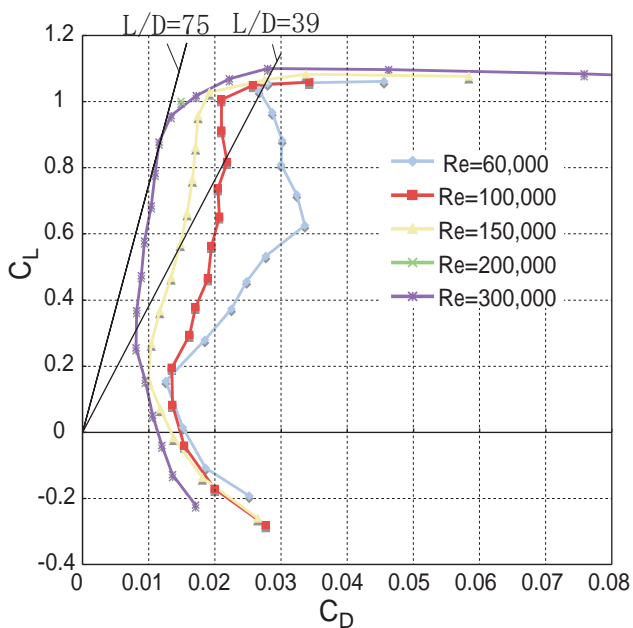


図3 ポーラーカーブ

2.3 性能データの読み方

Epplerによって設計されたE205という翼型の揚力曲線を図1に、抗力曲線を図2に、ポーラーカーブを図3に示します。これらグラフは低レイノルズ数での翼型の代表的な性質を表しています。

まず揚力曲線ですが、これからは最大揚力係数とこれを与える迎角、および失速角、失速の型が分かります。またデータがレイノルズ数に依存している点に注意してください。

一般にレイノルズ数が小さくなる程最大揚力係数は小さくなります。また全ての翼型において揚力曲線の勾配は0.1程度になります。このグラフからはレイノルズ数が60,000のとき迎角10度で最大揚力係数1.06を採る事が分かります。

次に抵抗曲線ですが、これからも様々な情報が得られますが割愛します

ポーラーカーブに原点から接線を引きますと、その接線の勾配がその翼型の最大揚抗比になります。レイノルズ数が300,000のときの最大揚抗比は75です。またレイノルズ数が60,000のときの最大揚抗比は39になります。

2.4 翼型選択の指針

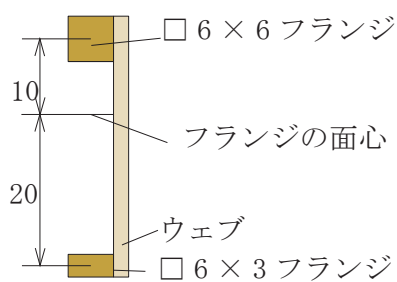
レイノルズ数が60,000のときの最大揚抗比は39になることが分かりました。またこの値を与える迎角は図1より8.3度である事が分かります。今仮に製作しようとしている模型飛行機のレイノルズ数が60,000であるとしましょう。

このとき最大揚抗比を発生する 8.3 度を設計迎角として採用してよいでしょうか。答えは否です。最大揚抗比 39 を与える迎角 8.3 度を超えるとたちまち失速する事が図 1、2、3 から分かります。このように失速角に近い迎角を用いる事は危険です。しかし作ろうとしている模型飛行機のレイノルズ数が 300,000 である場合は話が変わります。最大揚抗比 75 を与える 6.3 度を設計迎角として用いることが適当です。これは迎角 6.3 度を超えても揚力係数は増加する上に、抵抗係数の増加も緩やかだからです。このようにポーラーカーブを見てどのあたりの揚力係数を用いることができるか考察する事が重要です。前出の Airfoils at Low Speeds にはレイノルズ数が 40,000 以下の実験結果も載っていますので、是非入手してポーラーカーブを描いてみてください。

もう一つ翼型を決定するにあたって重要な値が縦揺れモーメント係数です。一般に前縁から 4 分の 1 弦長の点周りで縦揺れモーメント係数は迎角に関わらず一定の値を採ります。そして通常この値は負の値、つまり頭下げのモーメントを発生します。高性能な翼、特にキャンバーが大きくまた最大キャンバー位置が後方にある翼は、大きな負の縦揺れモーメント係数を持ちます。縦揺れモーメントが大きい翼型を用いますと、飛行時に翼がねじれやすくなります。

3. 構造

3. 1 構造に関する用語



桁の基本構造

引張り強度

単位断面積を持つ棒状の試験片を引っ張ったとき、破断するときの強度です。単位は Pa(N/m²) または kg/mm² です

弾性率

単に E とも表記します。物質固有の伸びにくさです。単位は Pa(N/m²) または kg/mm² です。

桁

翼の内部を通る構造です。

フランジ

桁の上下にある部材です。引張り力、圧縮力を受け持ちます。

ウェブ

上のフランジと下のフランジをつなぐ板材です。剪断力を受け持ちます

リブ

小骨とも言います。翼型をした部材で、桁によってつながられています。

プランク

翼の上下面特に前縁から桁にかけてはる板のことです。翼をねじれにくくします。

断面 2 次モーメント

I とも表記します。正確な定義は教科書を参考にしてください。ここでは桁断面 2 次モーメントを

$$\Sigma (\text{フランジの面積}) \times (\text{フランジの面心からの距離})^2$$

で近似します。図の例では $6 \times 6 \times 10^2 + 6 \times 3 \times 20^2 = 10800 (\text{mm}^4)$ となります

曲げ剛性

EI で与えられます。また曲率半径 ρ (m) は次式で与えられます。

$$\rho = EI/M$$

ここで M は曲げモーメント (kg-mm) です。

3. 2 構造の種類

図4に前縁と後縁にのみ強度部材を持つ構造の例を、図5に桁を持つ構造を、図6にDボックスフレームを示します。前者の二つは実際の航空機には見られない模型飛行機独特の構造です。では順を追って説明します。

前縁と後縁にのみ強度部材を持つ構造では、前縁部材と後縁部材が全ての荷重を受け持ちます。前縁部材と後縁部材の材料としては竹ひごが一般的であり、上反角をつける部分はニューム管を用いるのが古典的な方法です。またリブには2mm厚程度のバルサ板を用います。この方法は薄い翼を作る事が出来る点で優れています。ただし竹ひごの狂いが大きく、精密な加工には向きません。また翼幅を大きくするのが難しいのですが、

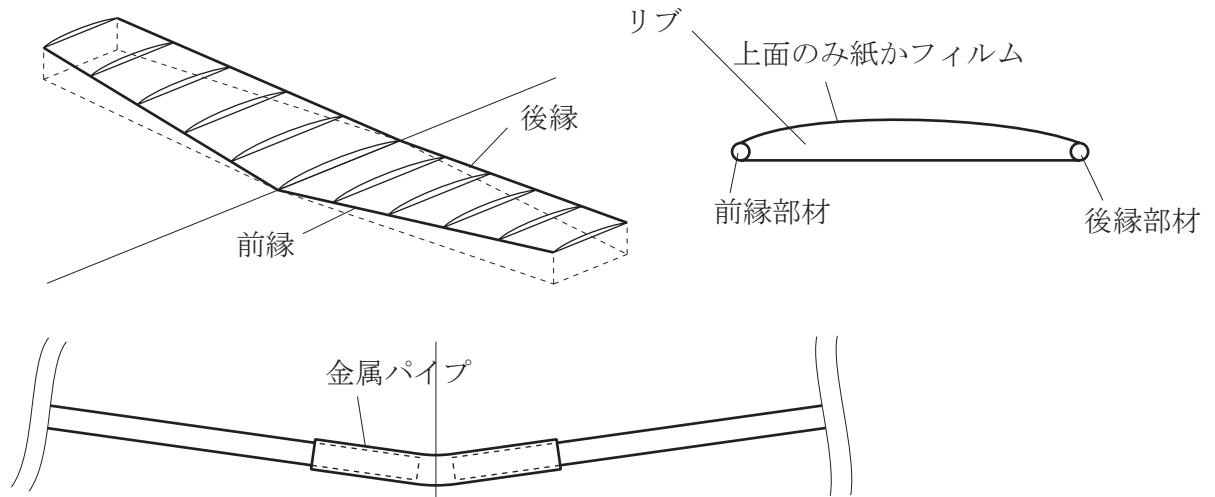


図4 前縁と後縁にのみ強度部材を持つ構造の例

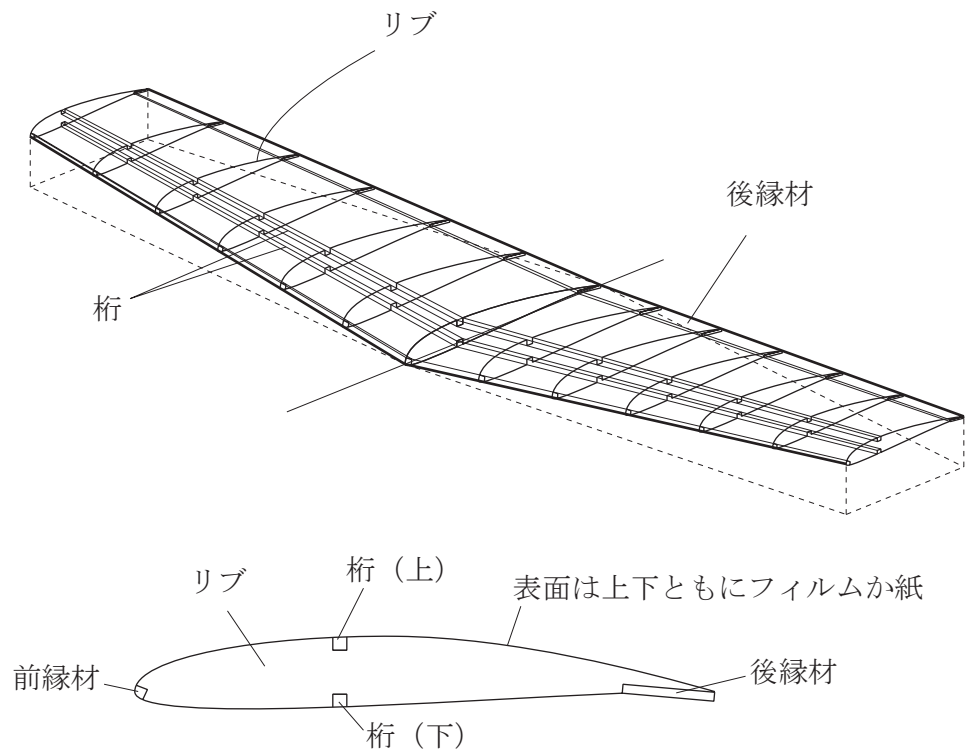


図5 桁を持つ構造の例

付け根の竹ひごを2重として曲げ剛性を高める事が出来ます。最近通信販売で様々な直径のCFRP(炭素繊維強化プラスチック)の棒を入手する事が出来るようになりました。CFRPの使用で著しく曲げ剛性を上げる事が出来ます。また中央の曲げる部分に用いる金属管ですが、最近様々な寸法の押し出し成形で作られたアルミパイプが入手出来るようになりました。これを用いる事で、板を丸めて作った強度の低いニューム管より強度の高い翼を作ることが出来ます。また最近の真ちゅうパイプにもいろいろな太さが揃っており使い勝手が良さそうです。コンテストで主流になる可能性を十分持った構造です。

次に桁を持つ構造ですが、断面二次モーメントが前者よりも格段に高いため、曲げ剛性の高い翼を作ることが出来ます。アスペクト比の高い翼を作る事も容易です。2000円程度のグライダーのキットはこの構造を採用していました。しかし、キットでは桁が上と下に分かれたままであり両者を1mm厚さ程度のウェブでつなぐ事をしていませんでした。上下のフランジをウェブでつないで初めて桁としての強度を発揮出来るのですが、模型の世界では省略しても成立するようです。

最後にDボックス構造ですが、この構造は実際の小型飛行機にも採用される本格的な翼構造です。前者の構造に加え、上下のフランジをウェブでつなぐ事で高い曲げ剛性を持たせる事が出来ます。またプランクを施す事でねじりに対しても高い構造になり、翼型のところで出てきました縦揺れモーメントが大きい性能の高い翼型を用いる事が出来ます。

3. 3 構造の選択

大会で使用するレイノルズ数はおよそ40,000と非常に低いため、通常の航空工学が適用出来ない部分が生じてしまいます。例えばテーパー翼は、構造上有利でなおかつ誘導抵抗を小さく出来る事を前に書きましたが、翼端の翼弦長が小さくなりやすく、

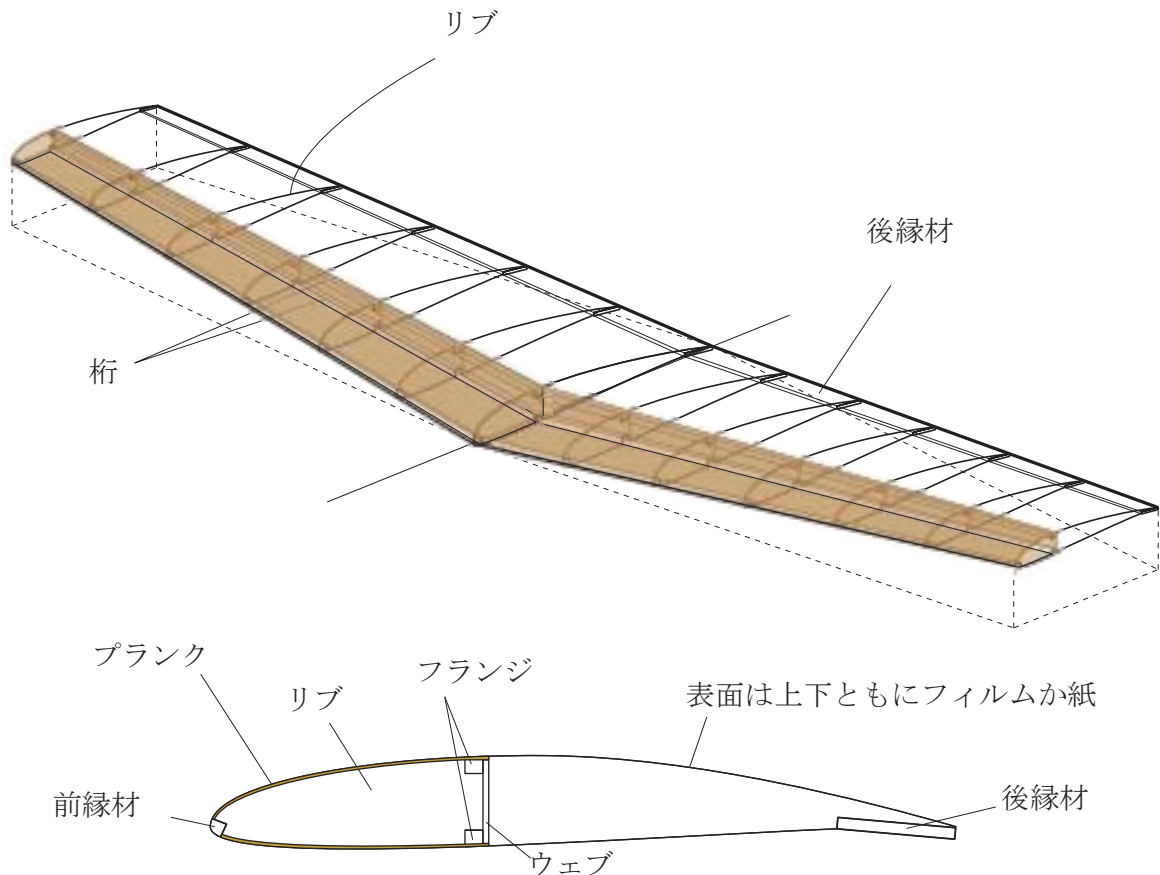


図6 Dボックス構造の例

ただでさえ小さいレイノルズ数がさらに小さくなってしまいます。また同じ面積ではアスペクト比が高い方が誘導抵抗が小さいと先に述べましたが、同じ面積でアスペクト比を大きくすると翼弦長が短くなり、レイノルズ数が小さくなるため、図2、図3で示したように抵抗係数が大きくなる場合があります。つまり、アスペクト比を大きくする事で誘導抵抗を小さくする事が出来るが、抵抗係数が大きくなってしまいトータルの抵抗が大きくなる事もあり得るのです。このようなことは通常の航空機では起こりませんが、模型飛行機の世界ではこのような現象が起こりえるのです。

また模型飛行機では寸法効果（スケール・エフェクト）により曲げ剛性の不足があまり問題になりません。このことは図4に示した構造が十分に使用に耐えうることを意味します。図4の構造の採用をためらう一つの理由の一つが、片面にしか紙あるいはフィルムを張らないため、翼の上下両面に紙あるいはフィルムを張り翼型を使用している翼よりも空力的に劣るのではないかという考えだと思います。この考えは必ずしも正しくはありません。レイノルズ数によっては片面にしか紙またはフィルムを張らない形状の方が性能が高い事があるので、この件については皆さんの検討にお任せします。

4. 製作

4. 1 失敗例

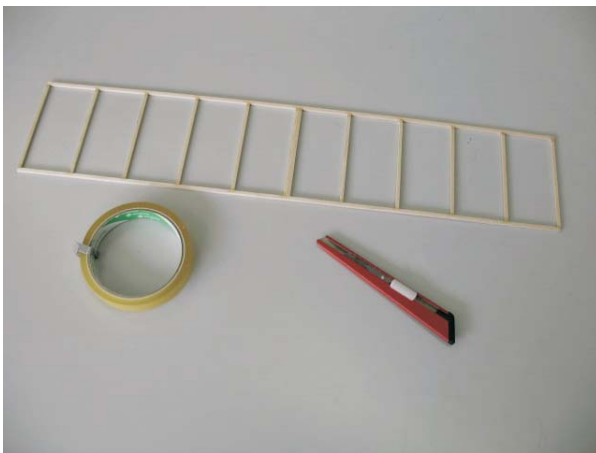


図7 図4に準じた構造

第一回のコンテストでは見栄えを良くするためにフィルムにアイロンをかけすぎた機体が多く見られました。例えば図4に準じた構造を図7のように作ってみました。この構造の片面にフィルムを張り、十分アイロンをかけてみました。すると図8のようにねじれ、反ってしまいました。これでは左右のバランスがとれず、飛行機は曲がって飛んでしまいます。また図5の構造にフィルムを張り、アイロンをかけてみました。この様子を図9に示します。綺麗に仕上がっているようですがこの翼の断面は図10のようになっています。フィルムはリブのあるところでは a) のように翼型になりますがリブの間では b) のように菱形になってしまいます。

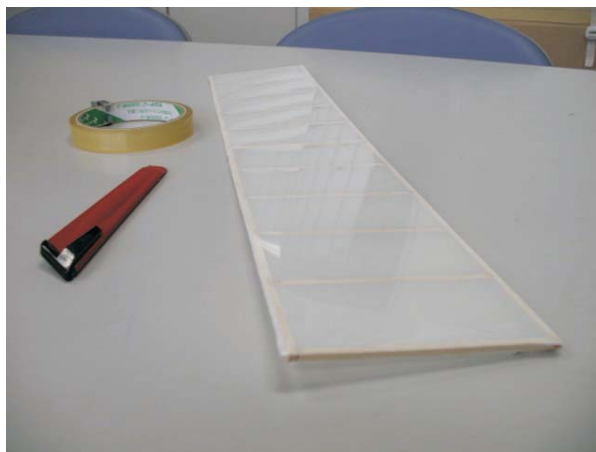


図8 図7の構造の片面にフィルムを貼りアイロンをかけた時



図9 図5の構造にフィルムを貼った場合

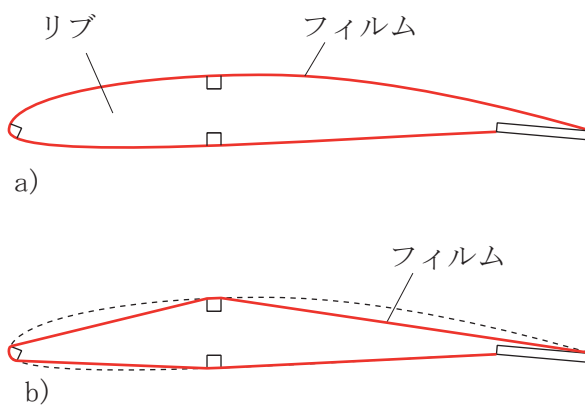


図10 図9の断面 a) リブのある位置、
b) リブの間

4. 2 シワ張り

模型飛行機の紙を張る際、乾燥のために紙が張りすぎて骨組みを歪めないようにシワ張りという技法がとられます。シワ張りでは紙を張る前に水で湿らせこれを丸めて団子にします。これをそのまま乾燥させ、広げると図11のようになります。



図11 湿らせて丸めた後の紙

これを典型的な図4の構造に張りますと図12のようになります。

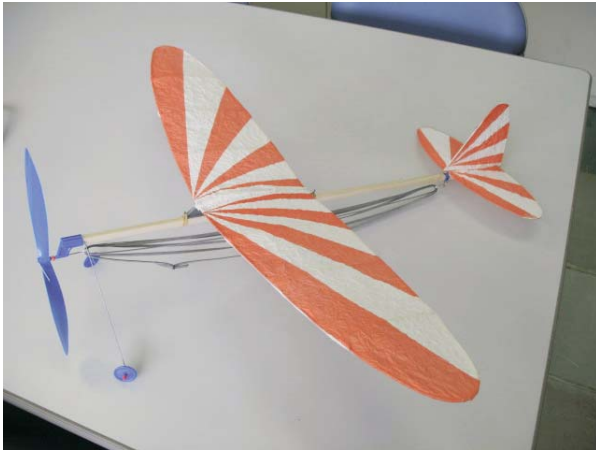


図12 シワ張りの例

このように一度シワにした紙を張る事で、その後の乾燥等による骨組みの変形を防ぐ技法をシワ張りといいます。皆さんはいままで、模型飛行機の羽に紙を張る時になるべく引っ張ってシワをなくすように張り、最後に霧吹き吹いて乾燥させていたと思います。このような事をしますと、骨組みがゆがみ、まっすぐ飛ばない飛行機になってしまいます。シワ張りした飛行機はあまり見栄えがいいとは言えませんが、飛行機で重要な事は形状の正確さです。特に翼型の形状は出来るだけ正確に作らなければなりません。シワ張りを行う事で表面が凸凹になり、抵抗が増えるのではと考える方も多と思います。ですが歪んだ骨組みより表面の凸凹の悪影響の方がずっと少ないです。むしろ、レイノルズ数が低い領域では表面が凸凹している方が翼の性能が上がるという実験結果も在ります。

図9のフィルム張りが図10のb)の様に変形してしまうのを防ぐために、図9の骨組みにシワ張りを試してみました。ただ前縁の丸みを忠実にリブの形状にするために、普通紙を用いてプラックしました。その結果が図13です。リブの間の形状が正確に形成されている様子が分かりますでしょうか。

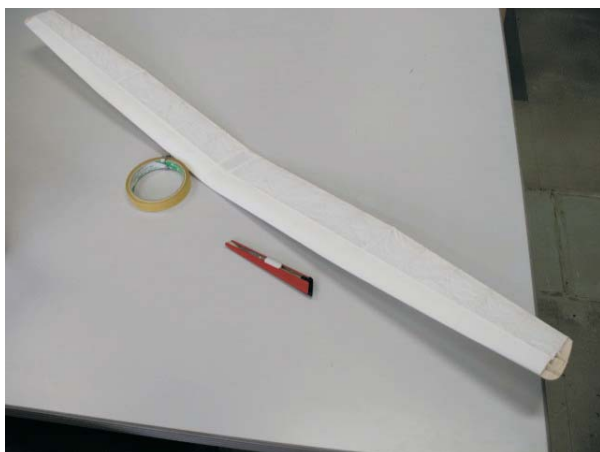


図13 前縁をプラックしシワ張りを用いた例

おわりに

設計、製作に関して色々と述べましたが、必ずしも私の意見を採用する必要は在りません。どうか大会にはオリジナリティの高い機体で参加してください。