

JAVAFOIL ユーザーガイド

マーティンヘッパール

2017年12月22日

内容

JAVAFOIL	3
制限事項	4
JAVAFOIL のカード	5
ジオメトリカード	5
JAVAFOIL のジオメトリジェネレーター	10
修正カード	33
フローフィールドカード	37
航空機カード	40
パネル法	41
境界層解析	43
移行基準	43
粗さの影響	47
失速補正	49
圧縮性フロー	54
臨界圧力係数	54
圧縮率の修正	55
JAVAFOIL の有限翼	56
JAVAFOIL の後退翼	64
空力センター	67
地表の影響	69
水面の影響	71
多要素翼型	73

スクリプトを使った JAVAFOIL の自動化.....	76
参考文献.....	78
バージョン履歴.....	80

JAVAFOIL

JAVAFOIL は比較的単純なプログラムで、亜音速流中の翼形の解析にいくつかの伝統的な方法を使用します。

JAVAFOIL の主な目的は、翼の揚力、抗力およびモーメント特性を決定することです。

プログラムは最初に翼形部の表面上の速度の分布を計算します。

この目的のために、それは高次パネル法（線形変動渦度分布）に基づく潜在的流れ解析モジュールを使用します。

この局所速度と局所圧力はベルヌーイ方程式によって関係付けられます。

揚力およびピッチングモーメント係数を求めるために、圧力の分布を表面に沿って積分することができます。

次に JAVAFOIL は、翼表面に近い流れ層（境界層）の挙動を計算します。

境界層解析モジュール（いわゆる積分法）は、よどみ点から開始して、翼形部の上面および下面に沿って進みます。

それは様々な境界層パラメータを見つけるために一組の微分方程式を解きます。

次いで、境界層データを使用して、後縁におけるその特性から翼形部の抗力を計算します。

両方の解析ステップが各迎え角に対して繰り返され、それは1つの固定レイノルズ数に対して翼形の完全な極をもたらします。

ツールボックスを埋めるために、翼型を作成および修正するための追加のツールが追加されました。

これらのツールは、使いやすく、過度に複雑にならないように設計されたグラフィカルユーザーインタフェース（GUI）にラップされています。

GUI は、後で説明するカードのスタックに編成されています。

すべての計算は私自身のコンピューターコードによって実行されます。

(JAVAFOIL は、Eppler の PROFIL や Drela の XFOIL プログラムの書き換えではありません)

境界層モジュールは、Eppler プログラムの初期バージョンでも使用されているものと同じ方程式に基づいています。

追加機能には、新しいストールモデルと移行モデルがあります。

パネルメソッドは、[14]にあるパネルメソッドの広範な調査の助けを借りて開発されました。同様のプログラムと比較して、JAVAFOIL は多要素翼型を処理し、地面効果をシミュレートすることもできます。

制限事項

すでに述べたように、JAVAFOIL はいくつかの制限がありますが比較的単純なプログラムです。

すべてのエンジニアリングコンピュータコードと同様に、ユーザーがプログラムをどれだけ信頼したいかを判断して決定するのはユーザーの責任です。

JAVAFOIL は層流剥離気泡と流れ剥離をモデル化していないので、そのような効果が生じると結果は不正確になります。

境界層法は、潜在的な流れの解へのフィードバックを一切含まないため、それがほとんど付着した流れに限定されることを意味します。

流れの剥離は、失速時に起こり、経験的補正によってある程度モデル化されているので、最大揚力は従来の翼形について推定することができます。

失速を超えて翼形を分析すると、結果はかなり不正確になります。

一方、この体制では、2次元解析法を使用できるかどうかはやや疑問です。

失速を超える流れ場はスパン方向の流れと強い渦が発達するにつれて完全に三次元になります。

多要素翼型の場合、現実の世界では、後流と個々の要素の境界層との相互作用により、または境界層が局所的に分離する場合、非常に複雑な流れが生じる可能性があることに留意しなければなりません。

正確な解析はナビエ - ストークス方程式のためのより洗練されたソルバーを必要とするでしょう、そしてそれは同じく 1000 のオーダーでコンピュータ時間の増加を意味するでしょう。

それにもかかわらず、JAVAFOIL のような単純なツールは、主な効果を推定し、吸引ピークと流れの剥離を避けるための設計を改善するのに役立ちます。

JAVAFOIL のカード

JAVAFOIL のユーザーインターフェースはカードのスタックに分割されています。各カードには、特定の作業用のインタフェース要素が含まれています。一部のカードの内容は、他のカードで実行されるアクションにも関連しています。たとえば、オプションカードで指定されたマッハ数は、他のすべてのカードの分析に影響します。

ジオメトリカード

ジオメトリカードはあなたの翼のジオメトリを保存し準備するために使用されます。

それは「現在の」または「作業中の」翼を含んでいます。

ジオメトリは一連の座標点で記述されます。

x と y の値を持ちます。

作動中の翼型は、**JAVAFOIL** で実行するアクションによって使用および修正されます。

ジオメトリカードには、 x 座標と y 座標のペアのリストと、結果として得られる翼型形状のプロットが表示されます。

このフィールドに任意の座標を入力または貼り付けて[Update View]ボタンを押すと、その座標が作業中の翼型にコピーされます。

座標は、連続した順序で形状を記述するように順序付けられている必要があります。

順序は、「後端」→「上面」→「鼻」→「下面」→「後端」の順にする必要があります。

JAVAFOIL には、このカードからアクセスできるさまざまな翼型用の形状ジェネレータが付属しています。

これらの翼型は、分析的記述が存在する（例えばNACAセクション）、または幾何学的形状制約（例えば：くさび形断面）から構築することができる古典的な翼型セクションを表します。

彼らの世代にもかかわらず、多くの古典的な翼型セクションは多くの問題に適用できるか、または新しい開発のためのよい出発点を形成します。

今日、現代の翼形部は通常特定の目的のために開発されており、それらの形状は通常公表されていません。

より最近の開発は、三次元翼形状の直接設計を導き、二次元翼設計の後、三次元翼ロフトの古典的なステップを排除しています。

ほとんどの場合、最新の翼型断面は分析式によって説明されていません、ただ点集合だけです。

下部のボタンの列は、翼形部座標セットのコピー、保存、ロード、および印刷を可能にします。

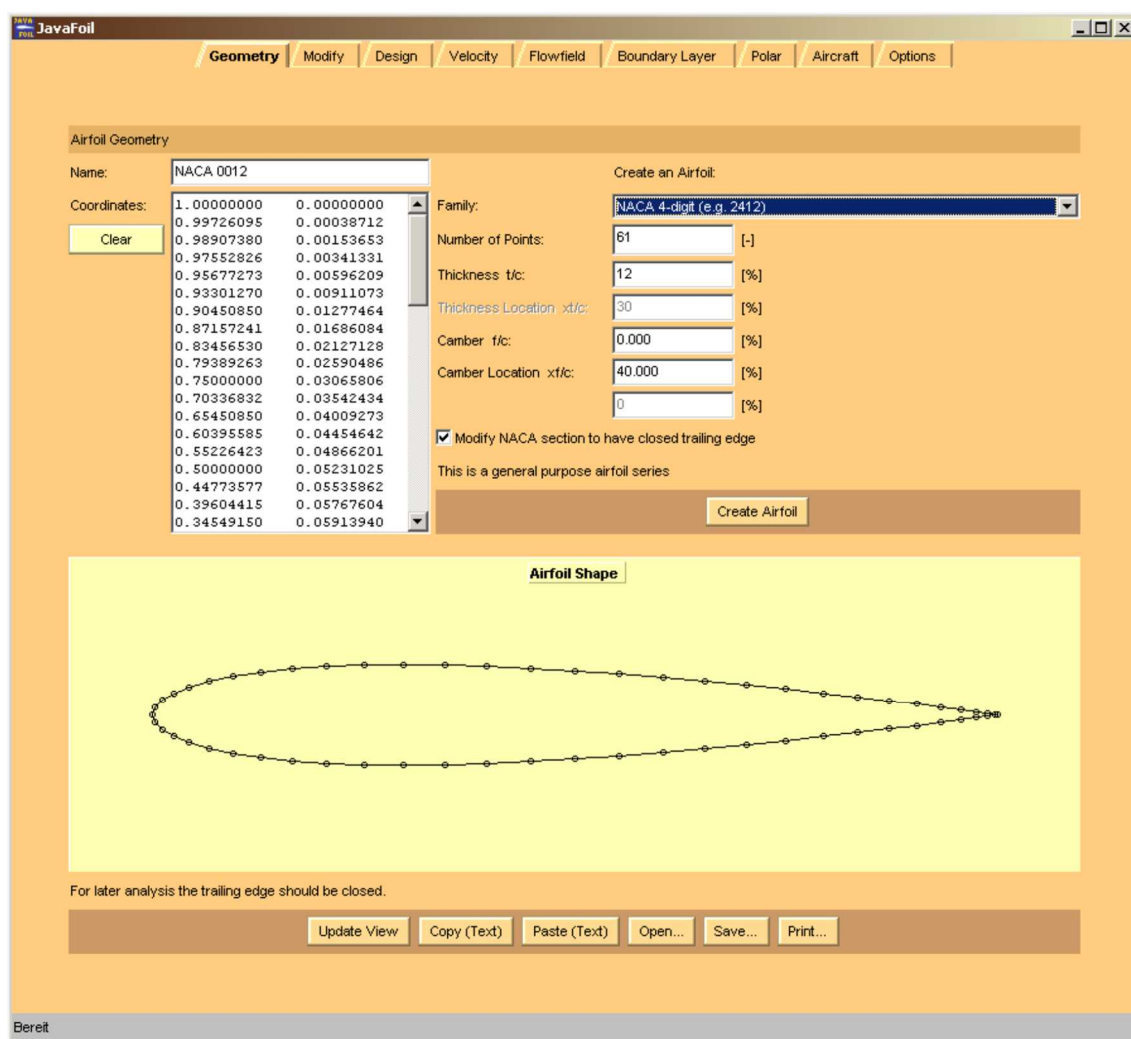


図 1 : JAVAFOIL の Geometry カードの図

翼形状のエクспорт

JAVAFOIL は、以下のファイルタイプに翼形状を書き込むことができます。

- * .txt

2つの列に配置された単純な x - y 座標セットの形の多要素翼形の形状。

多要素翼型は、それぞれ 999 より大きい x と y の値のペアで区切る必要があります。

- * .xml

JAVAFOIL の階層構造 xml 形式の多要素翼型ジオメトリ。

- * .dxf

AutoCad 図面交換フォーマットの多要素翼型ジオメトリ。

多くの CAD プログラムはこのファイルフォーマットを読むことができますが、その解釈は必ずしも完璧ではありません。

- * .igs または * .iges

初期グラフィックス交換標準フォーマットの多要素翼形形状。

多くの CAD プログラムはこのファイルフォーマットを読むことができます。

JAVAFOIL はファイル名拡張子に従って出力ファイル形式を選択することに注意してください。

翼形状のインポート

JAVAFOIL は、次のファイルタイプから翼形の形状を読み取ることができます。

- * .txt

2つの列に配置された単純な x - y 座標セットの形の多要素翼形の形状。

多要素翼型の要素は、それぞれ 9 9 9 . 0 以上の値を有する一对の x および y 値によって分離されなければなりません。

- * .xml

JAVAFOIL の階層構造 xml 形式の多要素翼型ジオメトリ。

- * .png、* .gif、* .bmp、* .jpg

画像ファイルからの単一要素の翼型ジオメトリ。

詳細は次項を参照ください。

JAVAFOIL はファイル名拡張子に従って入力ファイルフォーマットを選択することに注意してください。

スキャンした画像を読み込む

GIF、PNG、BMP、または JPG 形式のビットマップイメージから翼型をロードすることもできます。

次に、JAVAFOIL は、画像の点を画像の左上隅にある色と比較して、この画像内の翼形を見つけようとします。

そのため、画像には境界線はなく、モノクロの背景が必要です。

画像をスキャンする前に、平滑化フィルタを適用して画像から偽の点を除去します。

許容できる結果を得るためには、1000 ピクセル以上の画像幅を推奨します。

アルゴリズムは画像の上端と下端から検索し、形状の境界を検出すると停止するため、翼型形状の内部は空または任意に塗りつぶすことができます。

結果として得られる点は、形状の滑らかさを向上させるために再度フィルタ処理されます。

それにもかかわらず、結果は完全ではないでしょう、しかし、この方法はスキャンされたイメージだけが利用可能であるならば翼形部座標を迅速に決定するための最後の手段として考えることができます。

得られた速度分布を調べることをお勧めします、そして翼形を滑らかにするために逆設計法を使用します。

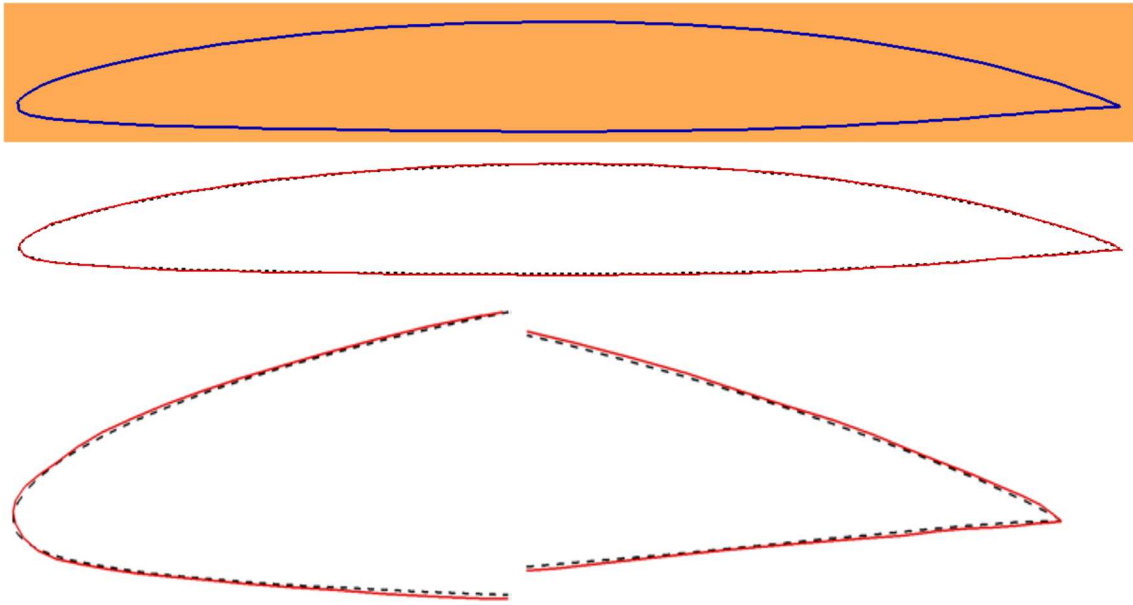


図 2 : ジオメトリカード上の **JAVAFOIL** のビットマップインポート機能を使用した、翼型画像（上）と、元の（破線）と再構成された翼型形状（実線）の比較

JAVAFOIL のジオメトリジェネレーター

NACA 翼型に関する注意

反りのある NACA 翼形部の構造は、厚さ分布がキャンバー線に対して直角に直立することを必要とします。

いくつかのコンピュータプログラムは、この構築原理に従わず、キャンバーラインの y 座標だけに太さを加えます。

これは、キャンバー線が傾斜しているとき、例えば真っ直ぐな翼形部からのより大きな偏差をもたらします。

後部キャンバーが多い場合は、翼型のリーディングエッジまたはトレーリングエッジの近くに配置します。

正しい構築方法では、大量のキャンバーがリーディングエッジの近くに配置されている場合、ポイントが負の範囲にわずかに広がる可能性があります。

これは正しい動作であり、予想される結果です。

また、ほとんどの NACA セクションには定義により太い後縁があります。

細くて鋭い後縁を作るために、JAVAFOIL は上部と下部の表面を曲げて後縁を閉じることで翼形を閉じることができます。

NACA 4 桁翼型

これらの古典的な翼型の計算は、それらの形状と関連するキャンバーラインがかなり単純な公式によって定義されるので簡単です。

最大厚さは $x / c = 30\%$ に位置し、一方最大キャンバーは通常 $x / c = 40\%$ に位置します。

詳細は[3]と[4]を参照してください。

キャンバーラインは 2 つの放物線の円弧で構成され、等しい接線につながっていますが、曲率にはねじれがあります。

このねじれは、特に速度分布で見ることができます。

最大キャンバーの位置が一般的な 40% のコードステーションと異なる場合。

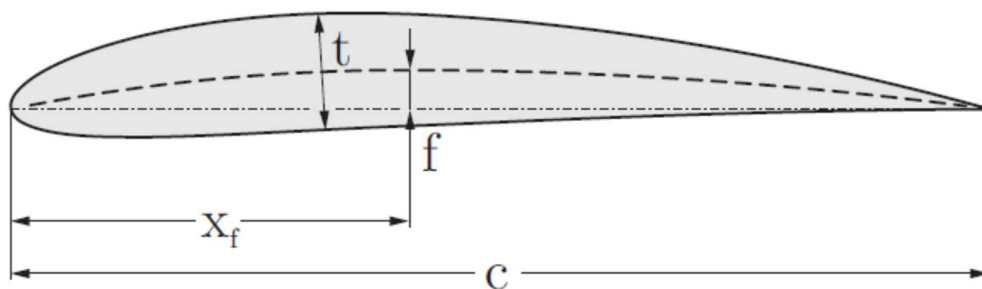


図 3 : NACA の 4 桁の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

●自由 : $t/c, f/c, x_f/c$

●修正 : $x_t/c = 0.3$

命名スキーム

最初の 2 つの整数はキャンバーラインを定義し、最後の 2 つの整数は太さを定義します。

●1 桁目 : キャンバー最大座標 $100 \cdot f/c$

●2 桁目 : 最大キャンバーの位置 $10 \cdot x_f/c$

●3 桁目と 4 桁目 : 最大厚さ $100 \cdot t/c$

例：

NACA 2412：40%のコードで2%のキャンバー、12%の厚さ

10%の厚さのセクションの厚さ分布は、多項式で与えられます。

$$y = \pm (0.29690 \cdot \sqrt{x} - 0.12600 \cdot x - 0.35160 \cdot x^2 + 0.28530 \cdot x^3 - 0.10150 \cdot x^4)$$

この厚さ分布の係数は、次の4つの制約に従って選択されました[4] (厚さ10%のセクションの場合)。

- 最大厚 $x/c = 0.3 \rightarrow \frac{\partial y}{\partial x}(0.3) = 0$ ， y が 0 で発生します。
- 後縁の有限厚さ $\frac{y}{c} = 0.004$ ，
- 有限後縁角度 $x/c = 1.0 \rightarrow \frac{\partial y}{\partial x}(1.0) = -0.234$ ，
- 鼻形状は、 $y/c = 0.078$ at $x/c = 0.1$ ， で定義されます。

改良型 NACA 4 桁翼型

この修正により、最大半径の位置と鼻の半径が 4 桁シリーズのパラメータセットに追加されます ([3]を参照)。

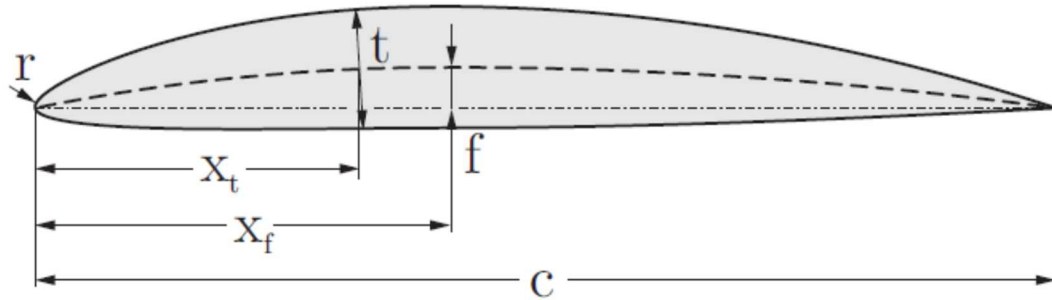


図 4 : 改良型 NACA 4 桁翼形部のパラメータ。

パラメーター :

- フリー: $t/c, f/c, x_t/c, x_f/c, r$

命名スキーム

名前は、4 桁のシリーズの指定と同じ 4 桁の接頭部と、それに続くダッシュと 2 桁の追加の数字で構成されます。

- 1 桁目: キャンバー最大座標 $100 \cdot f/c$
- 2 桁目: 最大キャンバーの位置 $10 \cdot x_f/c$
- 3 桁目と 4 桁目: 最大厚さ $100 \cdot t/c$
- ダッシュ
- 5 桁目: リーディングエッジの半径を示し、通常 0、3、6、または 9 のいずれかです。
 - 0: 鋭い前縁
 - 3: 通常半径の 1/4
 - 6: 4 桁級数の法線半径
 - 通常半径の 9: 3 倍
- 6 桁目: 最大厚みの位置 $10 \cdot x_t/c$

例:

NACA 1410-35: 40%の弦で 1%のキャンバー、10%の厚さ、減少した前縁半径、50%での最大厚さ x/c

NACA 5 桁翼型

これらのセクションは 4 シリーズと同じ厚さ分布を使用しますが、より低いピッチングモーメントにつながる新しいキャンバーラインを持っています。

キャンバー線は前部の 3 次曲線からなり、そこには後縁まで延びる直線が取り付けられています。

キャンバー f/c の代わりに、デザイン揚力係数デザイン $C_{\ell \text{ design}}$ を使用してキャンバーラインの最大高さを定義します。

実際の用途では、これらの翼型はしばしば最大で使用されます。

$x/c = 0.15$, i.e. での反り、すなわち比較的遠くにあります。

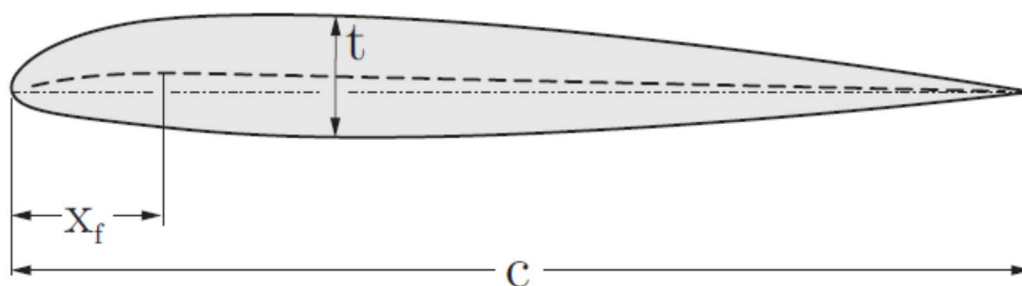


図 5 : NACA の 5 桁の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー : $t/c, x_f/c, C_{\ell \text{ design}}$
- 固定 $x_t/c = 0.3$

命名スキーム

- 1 桁目 : デザインデザイン $10 \cdot 2/3 \cdot C_{\ell \text{ design}}$
- 2 桁目と 3 桁目 : $2 \cdot 100 \cdot x_f/c$
3 桁目は通常ゼロ、つまり最大キャンバーの位置は 5% の倍数です。
- 4 桁目と 5 桁目 : 最大厚さ $100 \cdot t/c$

例 :

NACA 23012 : 設計揚力係数 0.3、15% 弦での最大キャンバー、12% 厚さ。

改良型 NACA 5 桁翼型

これらのセクションのキャンバーラインの後部は、反射キャンバーラインを提供する 3 次曲線に変更されています。

したがって、ピッチングモーメントはさらに減少するか、またはさらにポジティブになります。

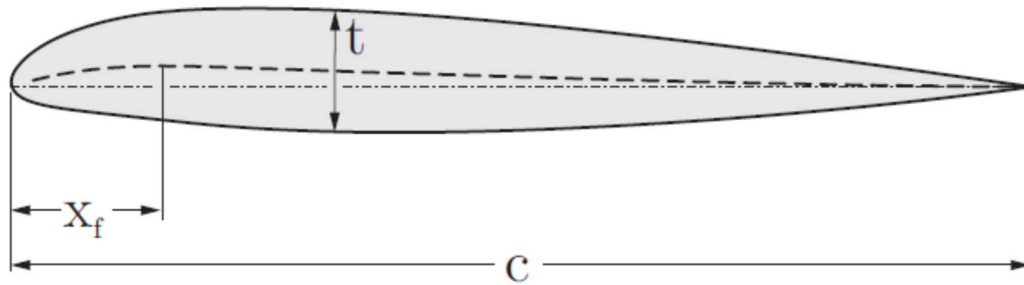


図 6 : 改良型 NACA 5 桁翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー : $t/c, x_f/c, C_{l\text{ design}}$
- 固定 $x_t/c = 0.3$

命名スキーム

- 1 桁目 : デザイン $10 \cdot 2/3 \cdot C_{l\text{ design}}$
- 2 桁目と 3 桁目 : $2 \cdot 100 \cdot x_f/c$ 最大キャンバーの位置が 5%の倍数であると仮定すると、3 桁目は常に 1 です。
- 4 桁目と 5 桁目 : 最大厚さ $100 \cdot t/c$ c

例 :

NACA 23112 : NACA 23012 のように : 設計揚力係数 0.3、15%弦で最大キャンバー、12%厚さ、しかし反射後方キャンバーライン付き。

NACA 1 シリーズ翼型

これらの翼形の開発は、プロペラのような亜音速の速い用途を目指していました ([5]参照)。彼らの形は新しいつまり、(1930 年代に) もの数値設計法の助けを借りて設計されました。JAVAFOIL は、NACA-16 タイプの翼形を作成できます。

そして NACA によって発表された 1 シリーズのただ一人のメンバー。

最大厚さと最大キャンバーは 50%の弦に位置し、最小圧力は弦の長さの 60%に達します。

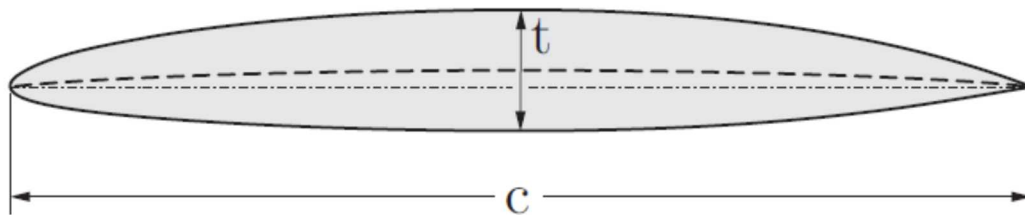


図 7 : NACA 1 シリーズの翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー : $t/c, C_{\ell \text{ design}}$
- 固定 $x_f/c = 0.5, x_t/c = 0.5$

命名スキーム

- 1 桁目の「1」: シリーズ指定
- 2 桁目: 厚さ分布 $10 \cdot x/c$ の最小圧力の位置
- a ダッシュ
- 3 桁目: $10 \cdot C_{\ell \text{ design}}$
- 4 桁目と 5 桁目: 最大厚み $100 \cdot t/c$

例 :

16-212 : 1 シリーズ、60%弦での最小圧力、設計揚力係数 0.2、12%厚。

これらの翼型形状は分析的表現に基づいていないが、公表されている座標はこれらの翼型の正確な表現を生成するために近似されています。

使用されるキャンバーラインは等荷重タイプです ($a = 1.0$ 、NACA 6 シリーズ翼型についての次のセクションを参照)。

NACA 6 および 6A シリーズの翼型

これらの翼型は、Theodorsen によるインバースデザイン手法で体系的に開発された最初の NACA 翼型でした。

共形マッピングアルゴリズムは、与えられた圧力分布の形状を配信することができました。これは、厚さ分布を記述する閉形式が存在しないことを意味します。

初期の JAVAFOIL バージョンは "Digital Datcom" プログラムから持ち上げられた非常に近似的なアルゴリズムを使用しました、しかしこれが 6 シリーズの翼型の非常に不正確な表現を生み出すことが発見されました。

したがって、バージョン 2.09 (2009 年 8 月) 以降、JAVAFOIL は Ladson [6] の研究に基づいた、より複雑なアルゴリズムを使用しています。

この新しい方法では、ほとんどの 6 シリーズ翼型に対して非常に正確な流れ関数の表を使用しています。

JAVAFOIL は、6 3、6 4、6 5、6 6 および 6 7、ならびに 6 3 A、6 4 A、および 6 5 A ファミリーの個々のメンバーを生成することができます。

「A」修正は、より尖っていない後縁領域をもたらします。

63、64、65、66、および 67 ファミリーは、 $a = 0$ to $a = 1$ タイプのキャンバーラインと組み合わせることができます。

63A、64A、および 65A セクションは、 $x/c = 0.8$ の直線後方の修正された $a = 0.8$ キャンバーラインを使用します。

これらの翼型の厚さ分布もまた、 $x/c = 0.8$ から後縁までの直線を生じるように修正されています。

「a」キャンバー線の形状は、設計上の揚力係数と、一定の荷重が終了する位置 x/c によって指定されます。

これは、翼型名に追加の $a = x.y$ ラベルで示されています。

JAVAFOIL の入力で $a \geq 1$ を指定すると、キャンバーラインは前縁から後縁まで一定の荷重を受けます。

結果として得られる翼型には「a」のラベルが付いていません。

正式には中間翼形 (例えば NACA64.5-012) は存在しないことに注意してください。

命名スキーム

- 1桁目の「6」：シリーズ指定
- 2桁目：厚さ分布 $10 \cdot x/c$ の最小圧力の翼弦方向位置
- カンマの後の1桁のサフィックス。これは $10 \cdot \Delta C_\ell$ です。
それは、層流のための好ましい（加速する）圧力勾配が存在する $C_{\ell \text{ design}}$ の
上下の範囲 ΔC_ℓ を表す（したがって、 ΔC_ℓ は、層流バケットのほぼ幅
の半分である）。
- a ダッシュ
- 3桁目：デザイン $10 \cdot C_{\ell \text{ design}}$
- 4桁目と5桁目：最大厚み $100 \cdot t/c$

$a = 1.0$ とは異なるキャンバーライン形状は、追加の指定 $a = x.y$ で示されます。ここで、 $x.y$ は、荷重の一定部分が終了し、トレーリングエッジへの直線的な降下が始まる位置 x/c で置き換えられます。

TsAGI "B"翼型

TsAGI (同じく ZAGI、CAGI) はロシアの主要航空研究機関であり現在もそうです。初期の翼型開発についてはあまり知られていませんが、入手可能な文献[6]、[9]は、他の国々と同様にロシアが解析的形状記述に基づいて翼型ファミリーを開発したことを示します。TsAGI series-Bはそのような翼型ファミリーのひとつです。非常に単純な形状の説明では、最大の厚さだけを使用しています。結果として生じるセクションは反射されたキャンバーライン、そしてそれ故に低いピッチングモーメントを持ちます。

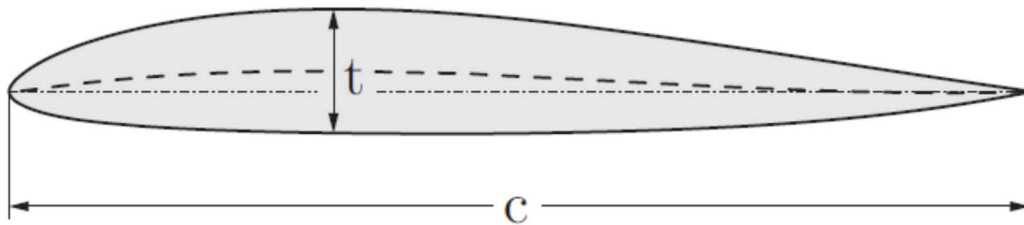


図8：TsAGI「B」翼型断面のパラメータ。

パラメーター：

- フリー： t/c
- 固定 $x_t/c = 0.3388$, $x_f/c = 0.3018$, の最大（正）キャンバー、 $x_f/c = 0.9204$. の最小（負）キャンバー。
- 最大キャンバーは次式によって厚さにリンクされています
 $f/c = 0.168 \cdot t/c$.

!!! 私はまだロシアの翼型開発についてのさらなる情報を探しています。

NPL-EC、ECH および EQH 翼型

これらのイギリスの対称的な翼型セクションは、楕円形の前部（E）と立方体（C）または四次（Q）後部とからなる。テールローゼットは双曲線（H シリーズ）から作られています。

最大太さの位置は、弦の長さの 30 から 70% です。限定的な説明は[10]、[13]に含まれています。

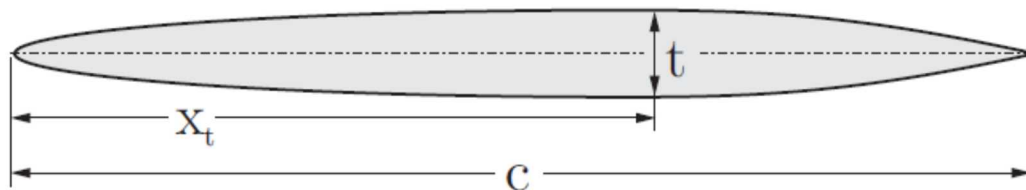


図 9 : NPL 翼型断面のパラメータ

パラメーター :

- フリー : $t/c, x_t/c$

いくつかのリバースエンジニアリングの後、私はこれらの翼型に次の仮定を用いました :

- 後縁の厚さは、翼型の厚さの 2% です。
- 「C」シリーズと「Q」シリーズの場合、後端部は楕円形の前部に C0、C1、C2 の連続性（位置、接線、曲率）で取り付けられます。
- “Q”級数の場合、後端の 2 次導関数は -0.2 に設定されます。
(これは 1 2 4 0 から 1 2 6 0 翼形部に対して最良の近似値を与えた)、
- "H"修正は、 $x/c=0.965$ の厚さ分布に C0、C1 連続性（位置、接線）が付いた双曲線で太い後縁を閉じます。

キャンバーラインは、最大キャンバーの位置を弦の長さの約 30 から 60% にすることができる 3 次多項式です。

注 : EQ と EQH の翼型の翼型ジオメトリ、特に四次曲線の定義方法と双曲線閉包と四次曲線の関連付けについての「公式」の説明をまだ探しています。

これらの形状を生成する手順は公表されていないようです。

両凸翼型

これらは2つの円弧で形成された左右対称の翼形です。

それらは次の式で表すことができます。

$$y = a \cdot (x - x^b)$$

指数 b は、最大厚さの位置、すなわち $\partial y / \partial x = 0$ となる点から求めることができます。

$$x_{t \max} = \left(\frac{1}{b}\right)^{\frac{1}{b-1}},$$

一方、係数 a は最大厚さの値に依存します。

$$t_{\max} = 2 \cdot a \cdot (x_{t \max} - x_{t \max}^b)$$

最大厚さを $x/c = 0.5$ に設定すると、翼型は2つの等しい円弧で構成されます。

これらの翼形部は通常、超音速流での用途に使用されています。

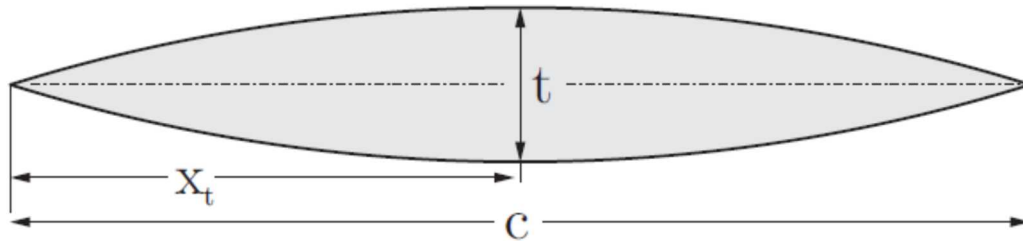


図 10 : 両凸翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー: $t/c, x_t/c$

ダブルウェッジ翼型

これらは直線で構成された左右対称の翼形です。
それらは超音速流を対象としています。

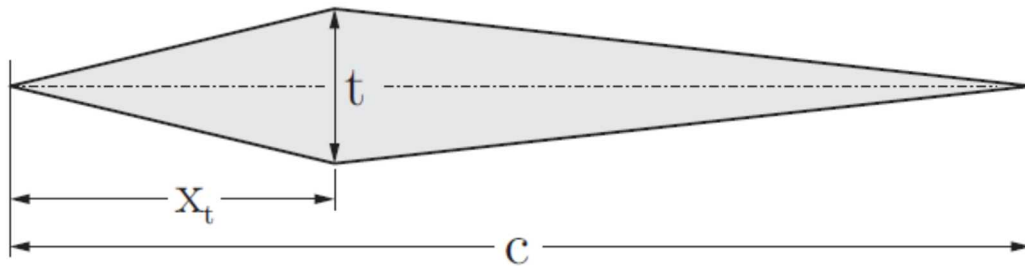


図 11 : ダブルウェッジ翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

●フリー: $t/c, x_t/c$

プレート翼形

これらの部分の厚さ分布は、丸い鼻と鋭い後縁を有する板を表します。

ノーズ形状は、いわゆるカッシーニ曲線によって形成され、これは表面の平坦部分に滑らかな曲率遷移を提供します。

後縁クロージャは立方体放物線によってモデル化されています。

この厚さ分布を NACA 4 シリーズキャンバーラインに重ねてキャンバープレートを作成します。

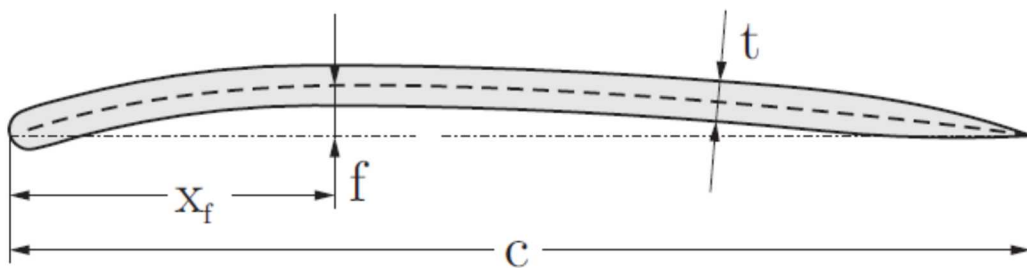


図 12 : 反り付きプレートの翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー: $t/c, f/c, x_f/c$
- 固定: 前縁形状。後縁クロージャは $x/c = 0.8$ から始まります

ニューマン翼型

これらのセクションはまっすぐな先を細くされた尾が付す円形の鼻から成っています。それは容易に製造することができるが、鼻と後部くさびとの間の接合部において曲率ジャンプを有し、それが吸引ピークおよび流れ剥離の危険性をもたらします。

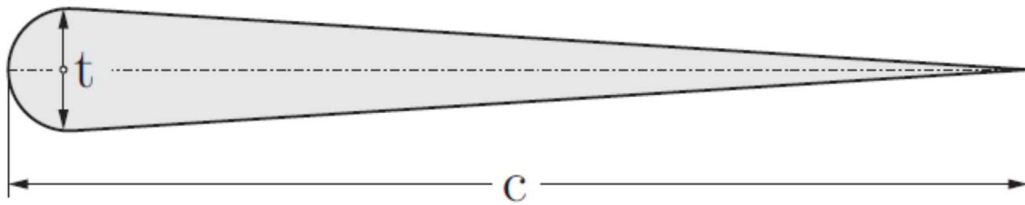


図 13 : ニューマン翼型断面のパラメータ

パラメーター :

- フリー : t/c

Joukowski 翼型

これらの古典的な翼形部は、等角写像手順を適用することによって生成されます。

それらは理論モデルに基づいて開発された最初の実用的な翼形でした。

翼形形状を生成することに加えて、マッピング手順を使用して、翼型の周りの流れ場、ならびに翼部分に作用する力およびモーメントを見いだしました。

翼形部は非常に薄い尖端後縁を有し、したがってパネル法で分析することは困難であり、製造することは困難です。

共形写像は、 (x_0, y_0) を中心とする単位円上の複素数点 z_{circle} の Joukowski 変換を使って実行されます。

$$z_{\text{airfoil}} = z_{\text{circle}} + \frac{\lambda^2}{z_{\text{circle}}}, \text{ where } \lambda = -x_0 + \sqrt{1 - y_0^2}.$$

規定された翼の厚さとキャンバーを一致させるために、**JAVAFOIL** は円の中心に対して反復検索を実行します。

いつものように、結果として生じる座標は単位長さに比例します。

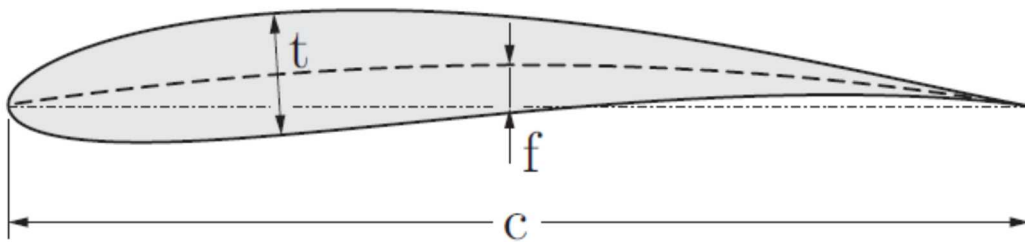


図 14 : Joukowski の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー : t/c , f/c

ファン・ド・フォーレン翼型

古典的な Joukowski 翼とは対照的に、これらの翼は有限の後縁角度を持っています。

変換関数の型

$$z_{\text{airfoil}} = \frac{(1 - z_{\text{circle}})^k}{(\varepsilon - z_{\text{circle}})^{k-1}} .$$

フェアリング用にそれらは厚い後縁領域を有する部分を作るのに使用することができます。この形状の説明は[14]にあります。

すべての後縁角度に対してすべての厚さを達成できるわけではないことに注意してください。

それ故、最終的な最大厚さは望まれたものではないかもしれません。

また、対称セクションだけが JAVAFOIL で生成されます。

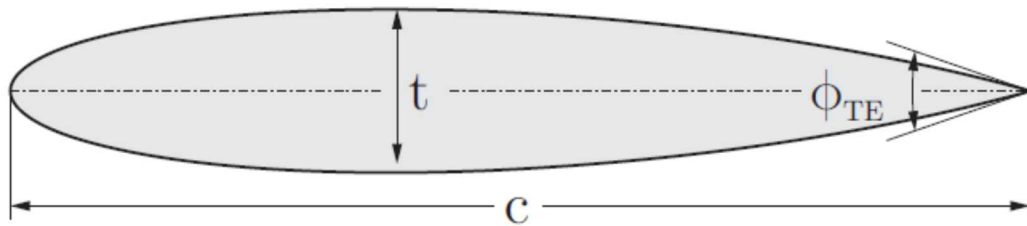


図 15 : Van de Vooren 翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー: $t/c, \phi_{TE}$

Helmbold-Keune 翼型

1940年代には、当時の NACA 翼型断面方法論をより一般的な翼型形状に拡張するために多くの試みがなされました。

Helmbold と Keune [15]は、翼型断面の特性評価とパラメータ化のための入念な方法を開発しました。

数学的アプローチは広範囲の形状の表現を可能にしたが、方法論はこれらの長年の手動計算では本当に成功しませんでした。

数値形状最適化の時代には、同様の方法が開発されました、たとえば Parsec 形状関数。対称的な翼型のパラメータは、現実的な翼型形状を生み出すために慎重に選択されなければなりません。

中心曲率は、輪郭の自己交差を回避するのに十分な大きさでなければなりません。

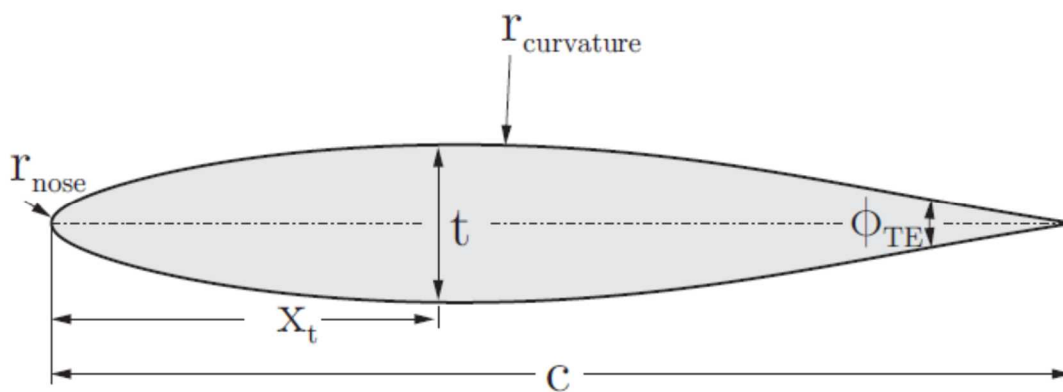


図 16 : Helmbold-Keune の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

フリー : t/c , x_t/c , 後端角、中央の曲率半径、ノーズ半径

Rosner 翼型

等角写像に基づいて解析用翼型形状を生成するための別のアルゴリズムが Rosner によって発表されました[16]。

共形写像を使用するすべての方法のように、彼の解決策はまた対応する圧力分布の正確な分析的決定を可能にしました。

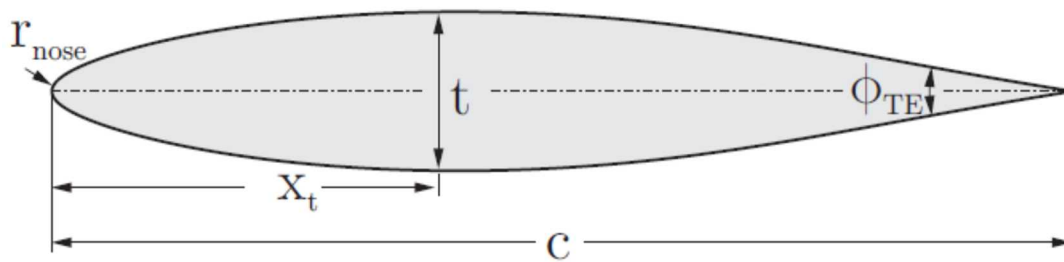


図 17 : Rosner の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

フリー : t/c , x_t/c , 後縁角度、ノーズ半径

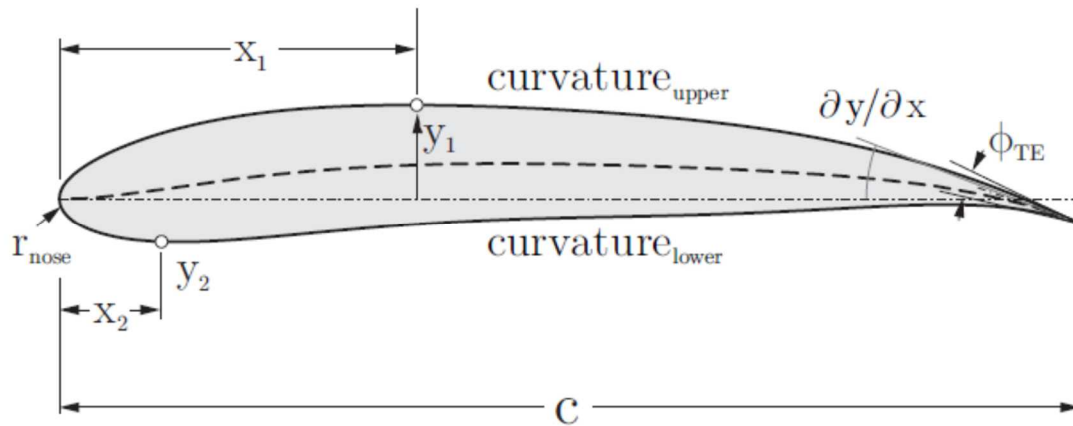
パルク翼型

Parsec ジオメトリパラメータ化は、1990 年代に H. Sobietzky によって開発されました。選択した多項式の項を重ね合わせることで翼形のモデル化を試みます。

パラメータは Helmbold-Keune アプローチに似ており、主に数値形状の最適化に使用することを目的としています。

JAVAFOIL は、11 個のパラメータを使用する、いわゆる Parsec-11 定式化を実装しています。

実際の翼形状を生成するためには、翼型のパラメータを慎重に選択する必要があります。アウトラインの自己交差を避けるために、中心曲率パラメータ、ノーズ半径、および後縁ウェッジ角を慎重に調整する必要があります。



パラメーター :

Free : 前縁半径パラメータ 1 P、(2 P、3 P)、(4 P、5 P) 上下面の制御点の座標、6 P、7 P の上下面の曲率制御パラメータ、8 P は後縁垂直位置、9 P は後縁でのキャンバーラインの勾配、10 P は後縁の細長さ、11 P は後縁での鈍さ角度です。

ホルテン翼型

ホルテン兄弟は飛行翼(無尾翼)機の開発でよく知られています。

彼らの翼の大部分では、彼らは反射キャンバーラインを備えた翼型セクションを使用しました。

これらは、(Birnbaum の薄い翼型理論に従う) 低いまたはゼロのピッチングモーメントのキャンバーラインに基づいています。

厚さ分布が追加されました。

これらのかなり単純な関数の説明は[17]にあります。

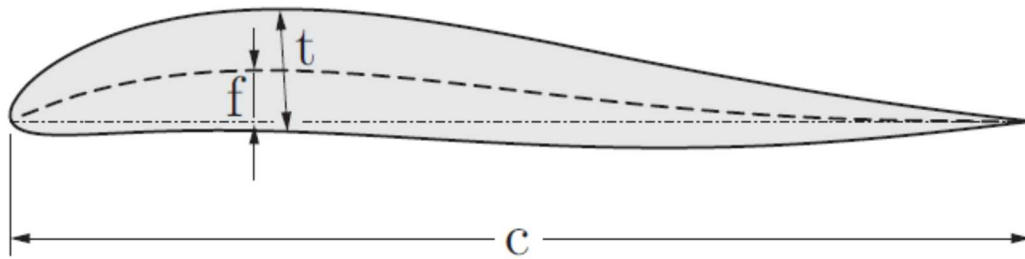


図 18 : Horten の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー : t/c 、 f/c
- 固定 $x_t/c = 0.293$, maximum camber at $x_f/c = 0.25$.

DHMTU 翼型

地面効果機の安定した飛行は翼の平面形および翼形部の形によって決まります。

平底翼型のこのファミリーは、ロシアのサンクトペテルブルクにある海洋技術大学の流体力学学科でこの特定の用途のために開発されました。

NACA 4 桁シリーズと同様に、翼型の形状は多項式セグメントとまっすぐな下面で構成されています。

キャンバーラインはわずかに反射しており、ポイント 2 と 3 の間の輪郭は直線セグメントです。

形状の説明は[18]にあります。

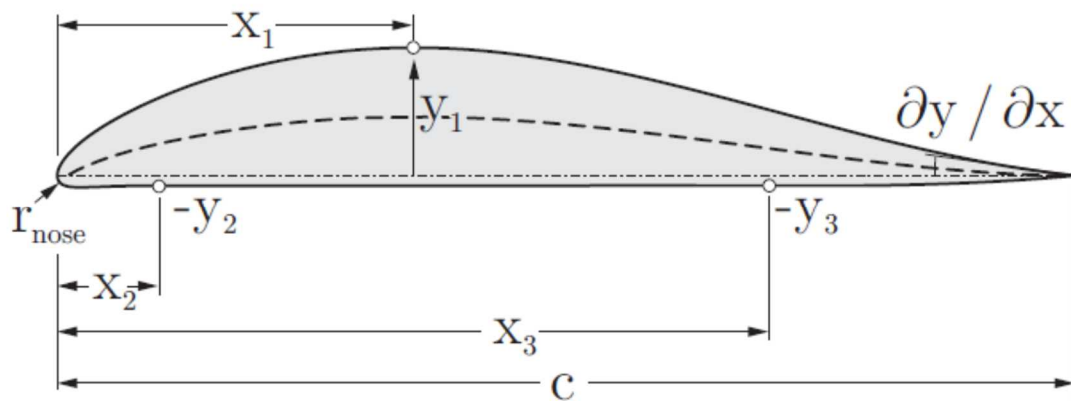


図 19 : DHMTU 翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

- フリー: 上の点、 $x_1/c, y_1/c$ 下の面 $x_2/c, y_2/c$ および、
 $x_3/c, y_3/c$ 鼻半径パラメータ $k = (r/c)/(y_1/c)^2$ 後縁の上面の勾配 $\partial y / \partial x$

グダレー翼型

この形状は、音の流れに関する理論的考察から導き出されたもので、主に学術的なものです。それは前方部分に線形圧力分布を伴う加速流とそれに続く一組の膨張波によって特徴付けられます。

最大厚さは $x / c = 3 / 5$ にある。形状の説明は[26]にあります。

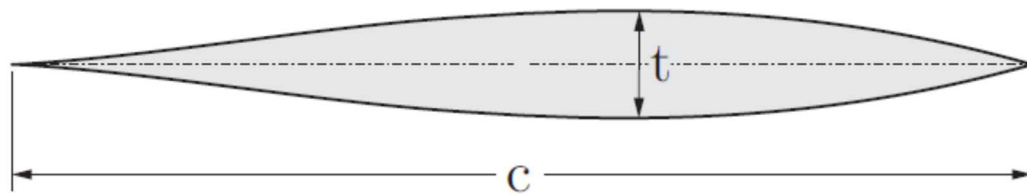


図 20 : Guderley の翼型断面のパラメータ。

パラメーター :

フリー : t/c

修正カード

このカードを使用して、翼型の形状にさまざまな変更を加えることができます。
これは、入力領域とアクション領域、およびその下のジオメトリビューで構成されています。

パラメータの変更は、テキストフィールドに新しい値を入力してからテキストフィールドの左側にあるボタンを押すか、フォーカスがまだテキストフィールドにある間に **Enter** キーを押すことによって実行されます。

したがって、特定の操作を複数回適用するのは簡単です。

どのような修正も、「要素」リストボックスで現在選択されている翼形要素にのみ適用されます。

ジオメトリビューは、すべての翼形要素に合わせて自動的に拡大縮小されます。現在選択されている要素は赤で強調表示されています。

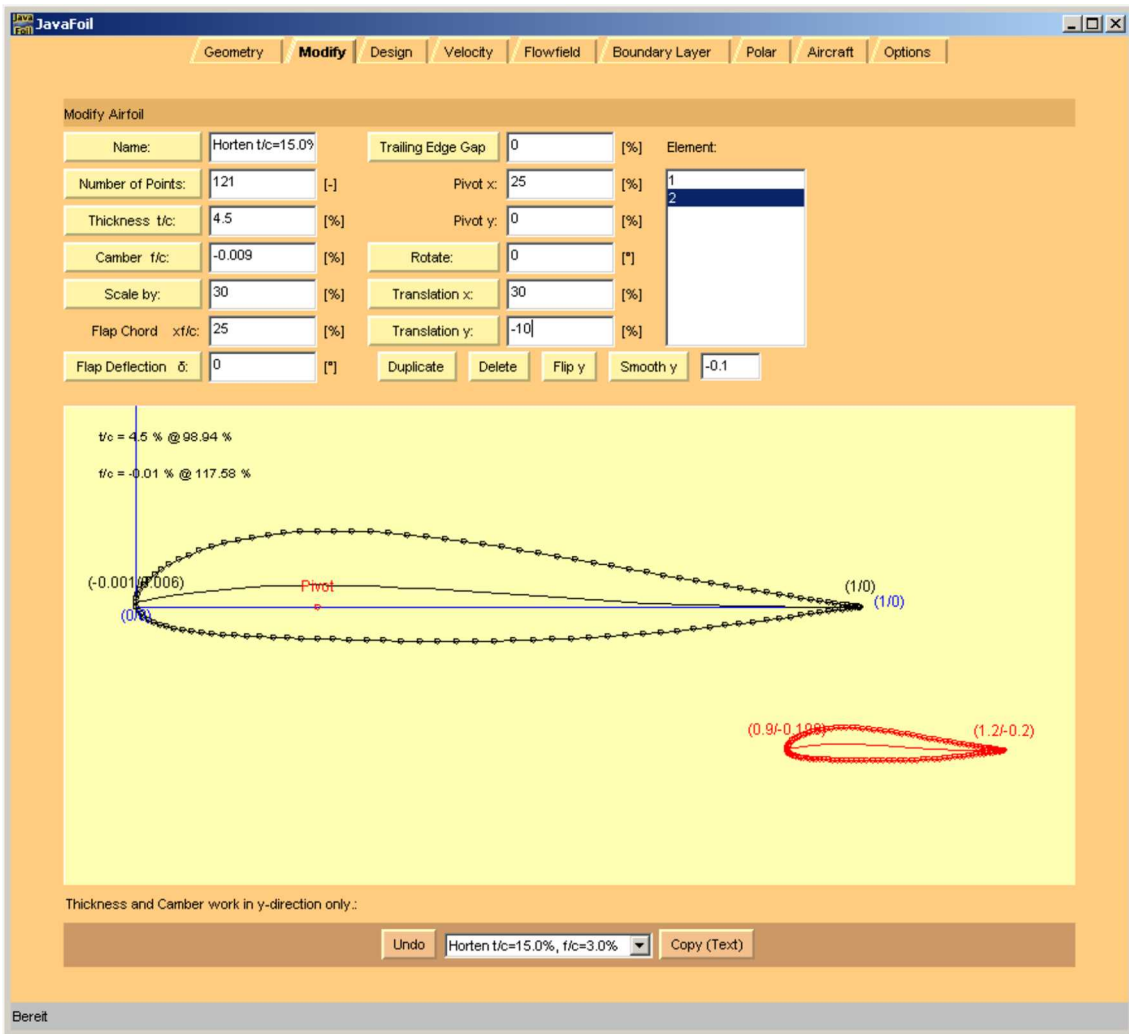


図 21 : 要素 #2 が選択された 2 要素の翼型を示す修正カードの図。

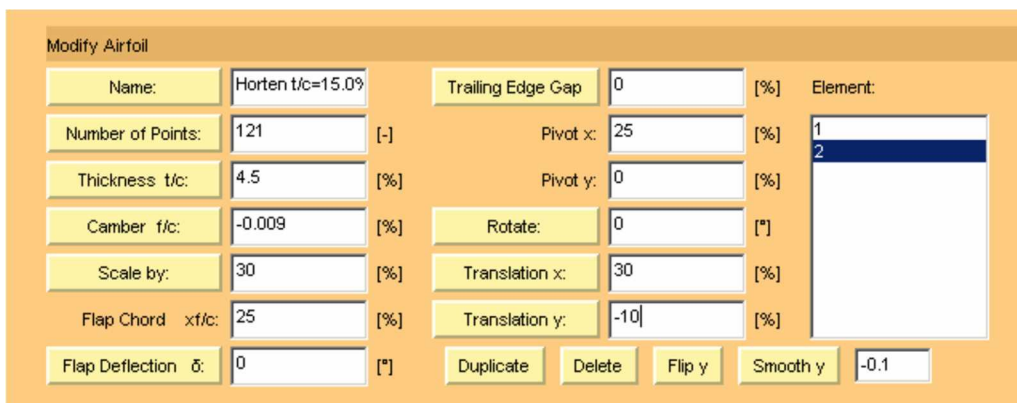


図 22 : モディファイカードのコントロールの図

以下の変更が可能です。

- ・ **名前**

翼の名前を変更します

- ・ **ポイント数**

選択した要素の座標点数を変更します。

- ・ **厚さ**

形状を厚さ分布とキャンバーラインに分解して、選択した要素の厚さを拡大縮小します。キャンバーラインが維持されるように、厚さ分布のみがスケーリングされます。数値の誤差によりキャンバーにわずかな変化が生じる可能性があることに注意してください。

- ・ **キャンバー**

キャンバーラインを新しい高さに拡大縮小します。
これは、エアfoilがすでに反っている場合にのみ機能します。
左右対称の翼型のキャンバーラインをスケーリングしても何も達成されません。

- ・ **スケールバイ**

指定された倍率で座標を乗算することによって翼形の形状を拡大縮小します。

- ・ **FLAP DEFLECTION**

与えられた弦の長さの単純なフラップを曲げることによって座標を修正します。
回転軸は常に上面と下面の間です。

- ・ **トレーリングエッジギャップ**

指定した後端ギャップが生じるように形状を修正します。
一般に、翼形部が後縁に向かって極端に薄い場合を除いて、分析には閉じた後縁を使用することをお勧めします。
この機能は、製造に適した翼形形状をエクスポートする前にも適用できます。

- ・ **回転**

指定したピボット点を中心に選択した翼形要素を回転させます。

・ **変換 X**

選択した翼型要素を指定された距離だけ水平に移動します。

・ **変換 Y**

選択した翼型要素を指定された距離だけ垂直方向に移動します。

・ **重複**

現在選択されている要素のコピーを作成します。他の要素と重ならないように、新しい要素を初期位置から移動する必要があります。

・ **削除**

選択した要素を削除します。

・ **反転 Y**

ピボット点を通る水平線を横切って選択された要素を反射します。

・ **スムーズ Y**

このコマンドは、`utton` の右側のテキストフィールドに指定されている平滑化係数を使用します。

現在それは 2 つのスムーズングの変形をサポートします。

平滑化係数が正の場合、座標は平滑化スプライン曲線で近似されます。

合理的な平滑化係数は 0.1 です。

平滑化係数が負の場合、うねりを減らすためにフィルタが y 座標に適用されます。

このフィルタは、各点とその 2 つの隣接点に加重平均を適用します。

たとえば、平滑化係数が -0.1 の場合、平滑化された点の y 座標は、次の式に従って初期値の 90%、および 2 つの隣接する点間の線形補間の 10% になります。

$$y_i \leftarrow (1 - f) \cdot y_i + f \cdot \left(y_{i-1} + (y_{i+1} - y_{i-1}) \cdot \frac{s_i - s_{i-1}}{s_{i+1} - s_{i-1}} \right)$$

このフィルターは数回適用することができますが、その後の適用はまた先のとがった翼形部のような細部を滑らかにするでしょう。

マウスの左ボタンを押したまま上下にドラッグして、個々のポイントを変更することもできます。

この修正方法は、 y 方向の動きに限定されています。

もっと自由度が必要な場合は、Geometry カードの数値座標値を変更する必要があります。

カードの下部にある COPY (TEXT) コマンドボタンは、次のデータを使用して翼型ジオメトリをクリップボードにコピーします。

- GEOMETRY カードのコピーに似ているが、さらに局所的な曲率 $1/r$ を持つ x - y 座標を持つテーブル。
- キャンバーラインの座標と翼型形状から再構築された厚さ分布を含む 2 番目のテーブル。

多要素翼形に関する注意

変更は、「要素」リストボックスで選択した翼形要素にのみ適用されます。

選択は他のカードによっても使用されます。合計の力、モーメントおよび抗力係数が決定される時、選択された要素だけが考慮されます。

フローフィールドカード

このカードは、さまざまな方法で翼形の周りの流れを視覚化することを目的としています。基本的に「Analyze It！」コマンドはまず与えられた迎え角に対して翼形の解析を実行します。

結果は、表にグローバル係数の形式で表示されます。

境界層カードの表示と一致するように、これらの結果には、境界層カードから取得したパラメータ（レイノルズ数と遷移位置）を使用した摩擦が含まれます。

Polar カードからも同様です（失速モデル）。

それから点の長方形格子上の局所速度が計算されます。

この計算は表面上の渦度分布を使用し摩擦を無視しています。

したがって、エアフォイルの背後に流れの剥離や粘性の後流が見られることはありません。局所流速と自由流速の比 v/V または局所圧力係数のいずれかを表示することができます。

色付きのフィールドの上にマウスポインタを移動すると、画面の下部に対応する圧力係数または速度比が表示されます。

・それを分析する！流れ場の解析を実行し、選択されている場合は流線の経路の統合を実行します。

精度を上げて流線を統合するために使用される古典的なルンゲクッタ法はかなり時間がかかることに注意してください。

標準的な精度は、高速だが単純な前進ステップングニュートンアルゴリズムを使用し、それは高い曲率の領域においてより大きな誤差を導入してしまいます。

進行状況はステータス行に表示されます。

・COPY (TEXT) は、Tecplot ソフトウェアでのプロットに適した表形式でフィールドデータをクリップボードにコピーします。

グラフウィンドウのコンテキストメニューを使用して画像をコピーまたはエクスポートできることを忘れないでください。

・INTEGRATE は、運動量方程式を使用して、翼型の周囲に半径 50 の円形経路に沿って運動量と圧力場を統合します。

摩擦を無視してダレンバートの考えに従うと、結果は抗力がゼロになるはずですが、揚力係数は表面圧力の積分から得られるものに近い値になります。

表に示されている揚力係数には摩擦と失速モデルの影響が含まれているため、両方の結果はレイノルズ数がかなり大きい場合にのみ一致することになります。

結果はメッセージボックスに表示され、クリップボードにもコピーされます。

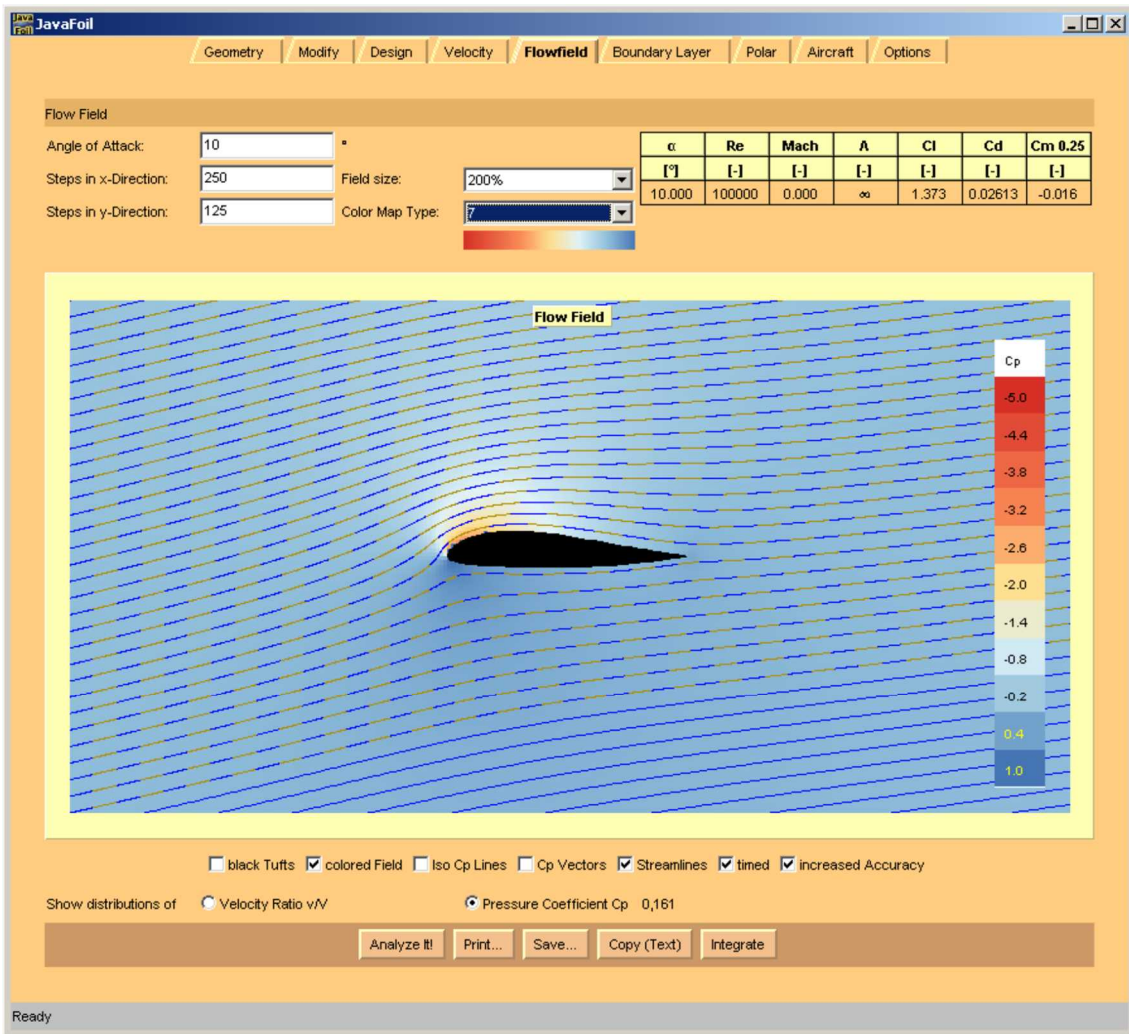


図 2 3 : 時限線を有する翼型を示すフローフィールドカードの図。

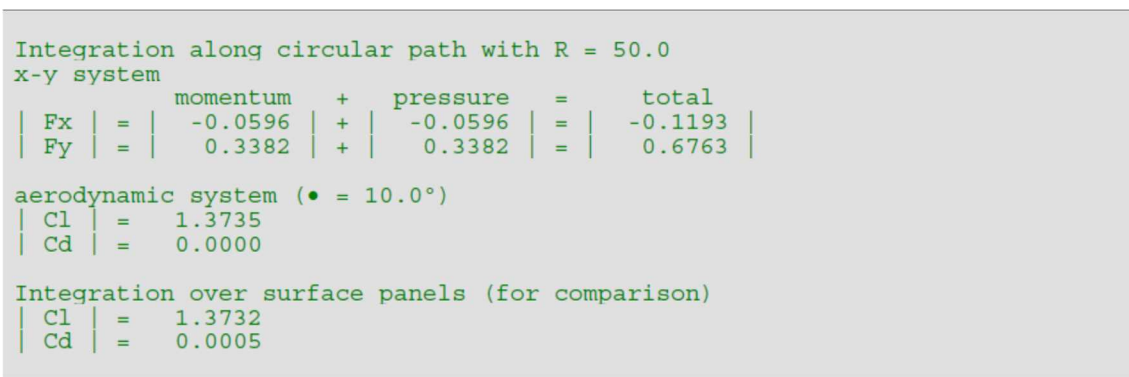


図 2 4 : 翼型の周りの円形経路にわたる運動量および圧力の積分の結果。

揚力係数を表面圧力の積分から得られた値と比較します（失速モデルは Polar カードで “none” に設定されています）。

総力は通過する運動量の変化の結果である

コントロールボリュームとその表面に作用する圧力によって。

統合境界が翼型からかなり離れていても、圧力部分は非常に重要です。

航空機カード

このカードは Polar カードと似ていますが、航空機や水中翼に適用される条件に近い条件下で翼形を分析するために使用されることを意図しています。

翼はすべての飛行速度で一定の荷重（航空機の重量）を支える必要があると想定されています。

同じ揚力を生み出すために、低速での翼形部の揚力係数は高速でのそれよりも高くなければなりません。

このように揚力係数と飛行速度（そしてレイノルズ数）は互いに依存します。

航空機設計パラメータを使用して関係を確立するために、完全な翼に対する揚力係数 C_L の定義から始めます。

$$C_L = \frac{g}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot v_\infty^2} \cdot \frac{m}{S}$$

コード長 c でレイノルズ数の定義を解く

$$Re = \frac{v_\infty \cdot c}{\nu}$$

飛行速度 v_∞ について、揚力係数に挿入すると μs が得られます。

$$C_L = \frac{g}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot \left(\frac{Re \cdot \nu}{c}\right)^2} \cdot \frac{m}{S}$$

レイノルズ数を求める

$$Re = \frac{c}{\nu} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot g}{\rho_\infty \cdot C_L} \cdot \frac{m}{S}}$$

航空機から見たときの揚力係数とレイノルズ数との間に望ましい関係が得られます。
航空機とその翼に直接関係する設計パラメータは、翼荷重 m/S と翼弦長 c です。

パネル法

JAVAFOIL は、単一要素および複数要素の翼型の周りの線形ポテンシャル流れ場を決定するために古典的なパネル法を実行します。

JAVAFOIL では、翼形部表面は直線的に変化する渦度分布を選びます。

これは、XFOIL で使用されているのと同じタイプの分布ですが、Eppler の PROFIL コードで使用されている高次（放物線）分布よりも単純です。

結果として得られる方程式系は、（パネル数+1）² のサイズの行列と 2 つの右辺からなります。

これらは 0° と 90° の迎え角に対するもので、2 つの対応する渦度分布に対して同時に効率的に解くことができます。

任意の迎え角に対する渦度分布は、これら 2 つの解から導き出されます（潜在的な理論は線形であり、重ね合わせが可能です）。

ただし、XFOIL のように境界層との相互作用はありません。

N 個のパネルによる形状の離散化の場合、この古典的なパネル法の方程式系は、影響力係数の行列、各パネルのコーナ一点での未知の循環強度、および 2 つの右辺ベクトルから構成されます。

これらは、 0° と 90° の迎え角に対する「地表を流れない」状態を表しています。

各係数 $i, j C$ は、各角点での渦強度 $i g$ による三角渦度分布の影響を反映しています。

各パネルの中心点 j 。

最後の行には最後尾の接線流条件が含まれています。

エッジ（「クッタ条件」）

これは、流れが通常鋭い後縁で滑らかに分離するという経験と両立する解決策を得るために必要です。

大きな流れの剥離が発生すると、この仮定は正しくなくなります。

$$\begin{bmatrix} C_{1,1} & \cdots & C_{N+1,1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{1,N} & \cdots & C_{N+1,N} \\ 1 & \cdots 0 \cdots & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \gamma_{1,0^\circ} & \gamma_{1,90^\circ} \\ \gamma_{2,0^\circ} & \gamma_{2,90^\circ} \\ \vdots & \vdots \\ \gamma_{N+1,0^\circ} & \gamma_{N+1,90^\circ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} RHS_{1,0^\circ} & RHS_{1,90^\circ} \\ RHS_{2,0^\circ} & RHS_{2,90^\circ} \\ \vdots & \vdots \\ RHS_{N+1,0^\circ} & RHS_{N+1,90^\circ} \end{bmatrix}$$

ほとんどのパネル法と同様に、連立一次方程式の解法時間は未知数の二乗に比例して増加します。

したがって、ポイント数を 50 から 150 の間の値に制限することをお勧めします。

この比較的小さい数ですでに十分な精度の結果が得られます (Navier-Stokes 方程式を解くためのより複雑な CFD 法、形状の周りに 100 点と形状の周囲を埋めるためにさらに多くの点が必要)。

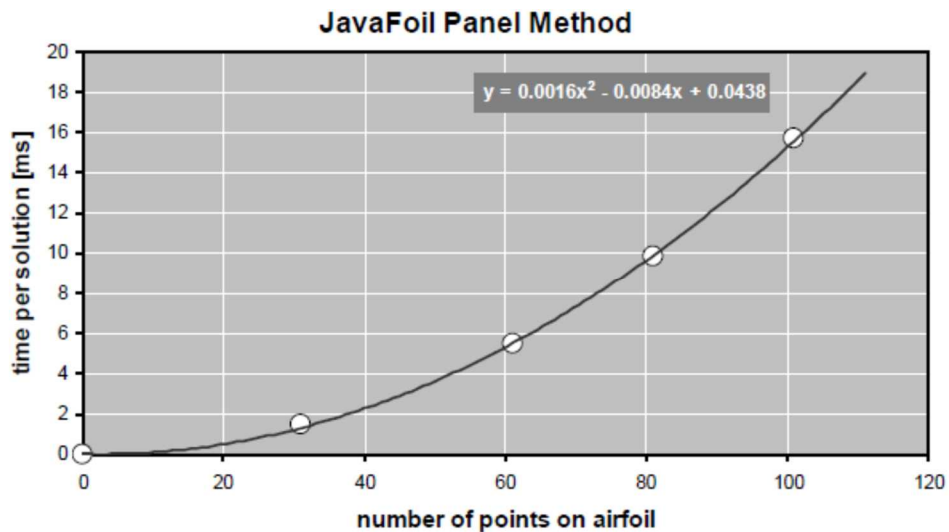


図 25：解析時間と翼型のポイント数のグラフ (Pentium 4、2.4 GHz)。

境界層解析

境界層解析モジュールは、Richard Eppler 教授による出版物に従って、積分境界層統合スキームを実行します。

そのような積分法は、外部局所流速に応じた境界層パラメータの成長を記述する微分方程式に基づいています。

これらの方程式は、よどみ点から始めて積分されます。

正確な解析定式化は層流境界層に対して利用可能ですが、乱流部分をモデル化するためにいくつかの経験的相関が必要です。

注意：Boundary Layer カードで与えられる局所的な皮膚摩擦係数は、より一般的な規則に従うために Eppler によって使用される値の 2 倍です。 $C_f = \tau_0 / (\frac{\rho}{2} \cdot v_\infty^2)$ 。

ただし、JAVAFOIL では、XFOIL のように境界層と外部フローの間に相互作用はありません。

したがって、大きく離れた流れは分析できません。

短い流れ後縁での分離 ($s_{\text{separated}} / c < 10\%$) は結果にあまり影響しません。

層流分離気泡もモデル化されていません。層流剥離が検出されると、コードは乱流に切り替わります。

移行基準

層流から乱流への遷移を予測する方法は、プラントルの境界層理論の初期から多くの著者によって開発されてきました。

境界層の安定性を数值的に解析することは可能ですが、実用的で高速なすべての方法は多かれ少なかれ近似的であり、実験的な関係に依存しています (通常は実験から導き出されず)。

ステーション s における局所境界層パラメータは、よどみ点から始まる統合プロセスの結果であるので、それらはフローの「履歴」を含みます。

地域の基準

多くの方法は、局所境界層パラメータに基づく基準を適用することによって遷移を予測します。

これらの基準は関係に基づいており、それは水面に沿った任意の地点で評価することができます。

それらは何らかの不安定性パラメータの追加の統合を必要としませんが、もちろんフローの「履歴」の影響を受けます。

これらの基準のほとんどは、 Re_{δ_2} を境界層プロファイルの形状に関連させています。

エプラー

遷移は次の場合に発生すると想定されます。

$$Re_{\delta_2} \geq e^{18.4H_{32}-21.74-0.36r}.$$

エプラー強化

遷移は () 2 のときに起こると仮定されます。

$$Re_{\delta_2} \geq e^{18.4H_{32}-21.74+125(H_{32}-1.573)^2-0.36r}.$$

ミシエル (1)

この単純な基準は、次の場合に遷移が起こると仮定しています。

$$Re_{\delta_2} \geq 1.535 \cdot Re_s^{0.444}.$$

ミシエル (2)

遷移は () 2 のときに起こると仮定されます。

$$Re_{\delta_2} \geq 1.174 \cdot (1 + 22400 / Re_s) \cdot Re_s^{0.46}. \text{ See [24].}$$

H12-Res

遷移は、 $2.1 < H_{12} < 2.8$ であり、かつ

$$\log_{10}(\text{Re}_s) \geq -40.4557 + 64.8066 \cdot H_{12} - 26.7538 \cdot H_{12}^2 + 3.3819 \cdot H_{12}^3. \text{ See [25].}$$

不安定領域に基づく基準、 $n - \text{Re}_{\delta_2}$ 封筒

これらの方法は、最初に局所的な不安定点を決定し、そして次に不安定点の増幅のための尺度を統合するためにこの点で開始します。

Drela は 2 に対して増幅率 n の包絡線を近似する形 Re_{δ_2} の直線で

$$\tilde{n} = f(\text{Re}_{\delta_2}, H_{12}).$$

この近似の 2 つのバージョンが彼の XFOIL と MSES / ISES ファミリーのコードで使われていました。

近似は次のように表されます。

$$\tilde{n} = \frac{\partial \tilde{n}}{\partial \text{Re}_{\delta_2}} \cdot (\text{Re}_{\delta_2} - \text{Re}_{\delta_2, \text{crit}}).$$

遷移は $\text{Re}_{\delta_2} > \text{Re}_{\delta_2, \text{crit}}$ and $\tilde{n} > n_{\text{crit}}$ のときに発生する可能性があります。

JAVAFOIL では、 $n_{\text{crit}} = 9 - r$ 値を超えると遷移が発生すると見なされます。

Drela、XFOIL 1.1 と 5.4

$$\frac{\partial \tilde{n}}{\partial \text{Re}_{\delta_2}} = 0.01 \cdot \sqrt{(2.4 \cdot H_{12} + 2.5 \cdot \tanh(1.5 \cdot H_{12} - 4.65) - 3.7)^2 + 0.25}$$

$$\log_{10}(\text{Re}_{\delta_2, \text{crit}}) = \left(\frac{1.415}{H_{12} - 1} - 0.489 \right) \cdot \tanh\left(\frac{20}{H_{12} - 1} - 12.9 \right) + \frac{3.295}{H_{12} - 1} + 0.44$$

これらの近似は[1]と[2]にあります。

ドレラ、XFOIL 5.7

1991年の修正

$$\frac{\partial \bar{n}}{\partial \text{Re}_{\delta_2}} = 0.028 \cdot (H_{12} - 1) - \frac{0.0345}{e^{\left(\frac{3.87}{H_{12}-1} - 2.52\right)^2}}$$
$$\log_{10}(\text{Re}_{\delta_2, \text{crit}}) = 0.7 \cdot \tanh\left(\frac{14}{H_{12} - 1} - 9.24\right) + 2.492 \cdot \left(\frac{1}{H_{12} - 1}\right)^{0.43} + 0.66$$

ドレラ、XFOIL 6.8

ごくわずかな修正 (0.66→0.62 項)

$$\frac{\partial \bar{n}}{\partial \text{Re}_{\delta_2}} = 0.028 \cdot (H_{12} - 1) - \frac{0.0345}{e^{\left(\frac{3.87}{H_{12}-1} - 2.52\right)^2}}$$
$$\log_{10}(\text{Re}_{\delta_2, \text{crit}}) = 0.7 \cdot \tanh\left(\frac{14}{H_{12} - 1} - 9.24\right) + 2.492 \cdot \left(\frac{1}{H_{12} - 1}\right)^{0.43} + 0.62$$

アーナルの方法：

D. Arnal によって作成された一連の表は、W.Wurz によって多項式で近似されています。

$$\frac{\partial \bar{n}}{\partial \text{Re}_{\delta_2}} = a_1 + a_2 \cdot H_{12} + a_3 \cdot H_{12}^2$$
$$\log_{10}(\text{Re}_{\delta_2, \text{crit}}) = b_1 + b_2 \cdot H_{12} + b_3 \cdot H_{12}^2$$

ここで、包絡線は Drela の方法のように直線ではありません。詳細は[21]を参照のこと。

JAVAFOIL では、値 $n_{\text{crit}} = 9 - r$ を超えると遷移が発生すると見なされます。

グランビルの方法

この方法はここでは説明しません。

また、不安定点から始まる安定度パラメータを統合することによっても機能します。

略語：

approximation of n	\tilde{n}
roughness factor (0 = smooth)	r
displacement thickness	δ_1
momentum thickness	$\delta_2 = \theta$
shape factor displacement thickness / momentum thickness	$H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2}$
Reynolds number based on local momentum thickness	$Re_{\delta_2} = Re_{\theta}$
Reynolds number based on local arc length	Re_s

粗さの影響

遷移と抗力に対する粗さの影響は複雑で、正確にシミュレートすることはできません。

現代の資源飢餓直接数値シミュレーション法でさえ、効果をシミュレートするのが困難です。

JAVAFOIL では、表面粗さの 2 つの効果がモデル化されています。

- 粗い表面上の層流は不安定になり、時期尚早の移行につながります。
- 粗い表面上の層流および乱流は、より高い皮膚摩擦抵抗を生み出します。

靱性への影響は、次の遷移モデルでモデル化されています

遷移は次の場合に発生すると想定されます。

Eppler Standard	Transition is assumed to occur when $Re_{\delta_2} \geq e^{18.4H_{32}-21.74-0.36r}$.
Eppler enhanced	Transition is assumed to occur when $Re_{\delta_2} \geq e^{18.4H_{32}-21.74+125(H_{32}-1.573)^2-0.36r}$.
Drela, e^n approx.	Transition is assumed to occur when the value $n_{crit} = 9 - r$ is exceeded.
Arnal (Würz)	Transition is assumed to occur when the value $n_{crit} = 9 - r$ is exceeded.

抗力に対する全体的な影響は、総抗力係数の単純なスケーリングによって考慮されます。

$$C_d = C_{d0} \cdot (1 + r/10)$$

粗さ係数 r は、以下の表面状態を表すことを意味します。

$r = 0$	perfect smooth surface as for example on a composite material sailplane wing
---------	--

(例えば複合材料のセールプレーンの翼の場合のように、 $r = 0$ 完全に滑らかな表面)

$r = 1$	smooth, but slightly rough surface as for example a painted cloth surface
$r = 2$	similar to the NACA standard roughness
$r = 3$	dirty surface with spots of dirt, bugs and flies

($r = 1$ 滑らかだがやや粗い表面)

($r = 2$ NACA 標準粗さと同様)

($r = 3$ 汚れた表面たとえば汚れ、虫やハエの跡がある)

NACA 規格の粗さは通常、先端にのみ適用されます。

それは、 $8\%x/c$ までのまばらな (面積の 5-10%) 先端コーティングからなります。

粒径は弦の長さの約 0.45‰ です。

したがって、1m の翼弦長の場合、粒度は 0.45mm になります。

失速補正

経験的失速補正 # 1 ("CalcFoil")

```
if (α > 0 )
{
    // handle separation on upper surface
    // drag increment

$$C_{d, upper} = C_{d, upper} + \left| \sin^2 \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper})^2 + 0.025 \cdot \cos \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper})^2 \right|$$

    // lift multiplier reduces lift linearly with length of separated length

$$C_\ell = C_\ell \cdot \left( 1 - 0.2 \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper}) \right)$$

}
else if (α < 0 )
{
    // handle separation on lower surface
    // drag increment

$$C_{d, lower} = C_{d, lower} + \left| \sin^2 \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower})^2 + 0.025 \cdot \cos \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower})^2 \right|$$

    // lift multiplier reduces lift linearly with length of separated length

$$C_\ell = C_\ell \cdot \left( 1 - 0.2 \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower}) \right)$$

}

// moment multiplier

$$C_{m, corrected} = C_{m, panel method} \cdot 0.9 \cdot x_{sep, lower}^2 \cdot x_{sep, upper}^2$$


// lift multiplier due to suction peak criterion

$$C_\ell = C_\ell \cdot \frac{1}{\left( \frac{\Delta C_{P, max}}{20} \right)^2 + 1}, \text{ where } \Delta C_{P, max} \text{ is the difference between the minimum pressure}$$

```

//上面の分離処理

//増分をドラッグ

//リフト乗数は、離れた長さの長さに比例してリフトを減少させます

//下面の分離処理

//増分をドラッグ

//モーメント乗数

//吸引ピーク基準による乗数の上昇 (ここで、P、max DC は最小圧力との差です)

翼形部の鼻に近い係数と後縁に近い圧力。

經驗的失速補正 # 2 ("Eppler")

```
if (  $\alpha > 0$  )
{
    // handle separation on upper surface

    if (  $x_{sep, upper} < x_{TE}$  )
    {
        // trailing edge angle of upper surface
         $\theta_{TE} = \arctan\left(-\frac{y_{sep, upper} - y_{TE}}{x_{sep, upper} - x_{TE}}\right)$ 
    }
    else
    {
         $\theta_{TE} = 0$ 
    }
    // drag increment
     $C_{d, upper} = C_{d, upper} + 0.2 \cdot \sin(\alpha + \theta_{TE}) \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper})^2$ 

     $\Delta C_\ell = C_{l, max, fudge} \cdot (\alpha + \theta_{TE}) \cdot \pi \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper})$ 

    if (  $\Delta C_\ell > 0$  )
    {
        // lift reduction
         $C_\ell = C_\ell - \Delta C_\ell$ 
    }
    else
    {
        // lift multiplier
         $C_\ell = C_\ell \cdot \left(1 - \sin \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper})\right)$ 
    }

    // moment increment
     $C_m = C_m - \sin \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, upper}) \cdot \left(0.5 \cdot (1 + x_{sep, upper}) - 0.25\right)$ 
}
```

```

}
else if (  $\alpha < 0$  )
{
    // handle separation on lower surface
    if (  $x_{sep, lower} < x_{TE}$  )
    {
        // trailing edge angle of lower surface
        
$$\theta_{TE} = \arctan \left( - \frac{y_{sep, lower} - y_{TE}}{x_{sep, lower} - x_{TE}} \right)$$

    }
    else
    {
         $\theta_{TE} = 0$ 
    }
    // drag increment

```

$$C_{d, lower} = C_{d, lower} - 0.2 \cdot \sin(\alpha + \theta_{TE}) \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower})^2$$

$$\Delta C_\ell = C_{l, max, fudge} \cdot (\alpha + \theta_{TE}) \cdot \pi \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower})$$

if ($\Delta C_\ell < 0$)

{

// lift reduction

$$C_\ell = C_\ell - \Delta C_\ell$$

}

else

{

// lift multiplier

$$C_\ell = C_\ell \cdot \left(1 - \sin \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower})\right)$$

}

// moment increment

$$C_m = C_m - \sin \alpha \cdot (x_{TE} - x_{sep, lower}) \cdot \left(0.5 \cdot (1 + x_{sep, lower}) - 0.25\right)$$

}

//上面の分離処理

//上面の後縁角度

//増分をドラッグ

//リフト低減

//リフト乗数

//モーメントインクリメント

//下面の分離処理

//下面の後縁角度

//増分をドラッグ

//リフト低減

//リフト乗数

//モーメントインクリメント

//吸い込みピーク基準の変更による乗数の上昇

$$C_{\ell} = C_{\ell} \cdot \frac{1}{\left(\frac{\Delta C_{P, \max}}{30}\right)^2 + 1}, \text{ where } \Delta C_{P, \max} \text{ is the difference between the minimum pressure}$$

(ここで、 P_{\max} DC は最小圧力との差です)

翼形部の鼻に近い係数と後縁に近い圧力。

圧縮性フロー

JAVAFOIL は翼を非圧縮性流れで分析します。

これは一般的な航空機の模型飛行機で一般的なマッハ数の低さを意味します。

実際の用途では、これは $M = 0.25$ 未満のマッハ数を意味します。

しかしながら、非圧縮性の結果に圧縮率補正を適用することによってマッハ数の範囲をいくらか拡大することは可能です。

これは、流速が翼形部の表面全体にわたって亜音速であり、圧縮効果が小さい限りにおいてのみ可能です。

臨界圧力係数

音速が表面のどこかを超えると、流れの特性が劇的に変化します。

音速に関連する圧力係数は、「臨界圧力」係数と呼ばれます ($C_{p, crit}$)。

ほとんどの場合、超音速から亜音速までの圧力回復

(from $C_p < C_{p, crit}$ to $C_p > C_{p, crit}$) は、ショックを伴う突然の再圧縮につながっています。

このようなフローの分析には、JAVAFOIL で実装されているものよりも複雑なメソッドが必要です。

そのような方法は、(例えば、完全な圧縮可能なポテンシャル方程式を解くことによって、またはオイラー方程式を解くことによって) 圧縮可能な流れを扱うことができません。

局所流が超音速にどれだけ近いかを示すために、オプションカードでマッハ数が指定されている場合、JAVAFOIL は臨界圧力係数を計算します。

限界値は、速度カードのグラフに波線として描かれています。

さらに、圧縮率補正を非圧縮解に適用して、一次圧縮率効果をモデル化します。

しかし、流れが次のように音速を超えていると、理論は無効になることに注意してください。

JAVAFOIL では、臨界圧力係数は次の関係式から計算されます。

$$C_{p, crit} = \frac{2}{\kappa \cdot M_\infty^2} \cdot \left(\left(\frac{2}{\kappa + 1} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_\infty^2 \right) \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right)$$

重要な制限が見つかるベロシティレシオに関して

$$\left(\frac{v}{v_\infty}\right)_{\text{crit}} = \sqrt{1 + 2 \cdot \frac{1 + M_\infty^2}{(\kappa + 1) \cdot M_\infty^2}}$$

圧縮率の修正

非圧縮性の流れの結果を圧縮性の効果に対して補正する方法はいくつかあります。

これらはいくつかまで補正であり、流れが局所的に超音速に達するかそれを超えると、正しい物理的効果を生み出すことは決してできないということを心に留めておくべきです。

したがって、すべての圧縮率補正の適用可能性は、局所流速（開始流速よりはるかに速くなる可能性がある）が音速をはるかに超える場合に限られます。

実際の用途では、このような補正を最大約 $M = 0.5$ まで使用することができ、開始マッハ数が 0.7 を超えると誤差は非常に急速に大きくなります。

JAVAFOIL では、非圧縮性パネル解析は常に特定の翼型に対して実行されます。

(形状が幾何学的に歪むことはありません)

。

圧縮率補正は、後に Karman-Tsien 近似に従って局所的な面圧に適用されます。

$$C_{P,c} = \frac{2 \cdot C_{P,i} \cdot (1 + \sqrt{1 - M_\infty^2})}{2 \cdot (1 + \sqrt{1 - M_\infty^2} - M_\infty^2) + M_\infty^2 \cdot C_{P,i}}$$

次に、修正された圧力係数を使って揚力係数とモーメント係数が計算されます。

JAVAFOIL の有限翼

1920 年代に Prandtl と Lanchester によって、翼の有限スパンが空力性能に影響を与えることがわかりました。

彼らは、その効果が翼の縦横比（別名「ほっそり」または「フィネス」）の関数として表現できることを発見した。

プラントルの「リフティングライン」理論は、1940 年代までデザインウイングに開発され成功裏に適用され、今日でも比較的高いアスペクト比 ($\Lambda > 5$) のスムーズでないウイングに有効です。

縦横比 $\Lambda = b/\ell = b^2/S$ は、(スパン b を平均翼弦長で除算したもの、またはスパン 2 乗を翼面積 S で除算したもの) から求めることができます。

この理論の主な結果は、有限翼幅と翼の後ろの関連する後流の逆流によって引き起こされる追加の抗力（「誘導抗力」とも呼ばれる「渦抗力」）によって翼の抗力が増大することです。

翼が揚力を生み出すとき、それは物理的に避けられません。

翼の渦抵抗係数は $C_{D, induced} = k \cdot C_L^2 / (\pi \cdot \Lambda)$ で表すことができ、 C_L は揚力係数です。

翼全体と k は、スパンに沿った揚力分布の形状を考慮するための係数です（優れた高アスペクト比の翼設計と非常に低いアスペクト比 $k \approx 1$ の場合）。

ダウンウォッシュと関連しているのは、同じ迎え角での揚力の損失とピッチングモーメントの減少です。

今、JAVAFOIL は二次元翼の解析のためのプログラムです。

それにもかかわらず、それは翼のより現実的な比較を可能にするために有限翼の非常に単純なモデルを支持します。

ユーザーがオプションカードで縦横比の値を入力すると、古典的な翼理論の公式が揚力、抗力およびピッチングモーメントに対する 3D 効果の近似値を決定するために使用されます。これらの効果は、JAVAFOIL によって生成された極に適用することができ、誘導抗力と翼型抗力の間関係の第一印象を得ることを可能にします。

例えば、翼の抗力の重要性は、より高い揚力係数およびより低いアスペクト比のために減少しています。

これらの 3 次元補正は、一定のレイノルズ数 (Polar カード) の結果、および一定の翼の荷重に関連する結果 (Aircraft カード) にも適用できます。

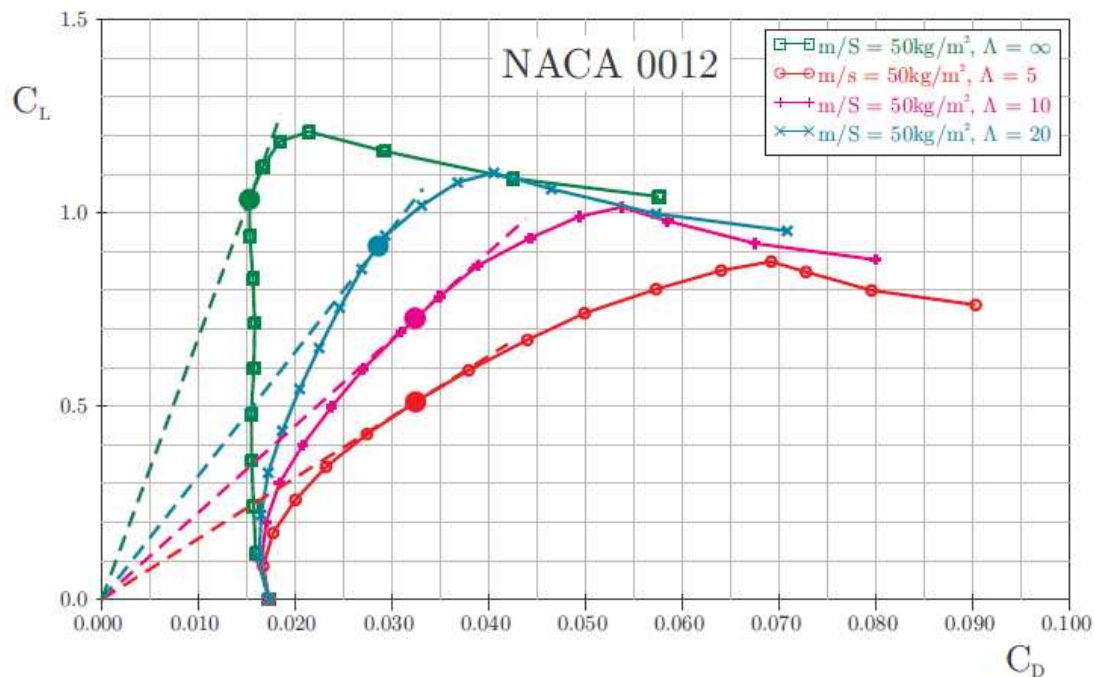


図 26 : NACA 0012 翼型の揚力対抗力係数極と異なるアスペクト比の翼。

上のグラフは、抗力係数に対する揚力に対する翼の縦横比の影響を示しています。

無限アスペクト比（オプションカードではアスペクト比 = 0）から始めて、アスペクト比が増加する3つの翼が分析されました。

各曲線について、抗力に対する揚力（ L / D ）比の最大値は黒丸で示されています。

アスペクト比に応じて、追加の誘導抗力が極を歪ませるため、最適な L/D 比がより低い揚力係数にシフトされることがはっきりわかります。

二次元翼型は、 $C_L = 1.0$ をわずかに上回るとその最大 L / D を達成するが、 $\Lambda = 5$ の低アスペクト比の翼は、これが翼全体の最適な L / D であるため、 $C_L = 0.5$ で翼を動作させる必要があつた。

他の翼と比較すると、翼の縦横比に対応する揚力係数で翼を比較するほうがよいでしょう。

楕円の揚力分布と楕円のねじれのない平面フォームを持つ翼では、上記の結果は正確です。一般的な翼の翼幅方向の揚力分布のため、翼の翼幅に沿った翼形はいくぶん翼の総揚力係数を上下に動くでしょう。

そのような効果を分析するためには、より洗練された三次元翼分析コード（例えば、揚力線、渦格子またはパネル法）が必要です。

また 追加の翼効果（テーパーによるレイノルズ数の変動など）は考慮されません。

一定翼荷重のための極性

翼形部データは伝統的に定数レイノルズ数に対するグラフおよび表の形で提示されてきました。

この形式は風洞実験と数値解析の典型的な方法から生じます

風洞では、一定の風速とレイノルズ数を維持するのは比較的簡単です。

翼の荷重は通常飛行中は固定されているため、実際の航空機の揚力係数は速度に依存しません。

低い揚力係数で飛行すると高速（および高いレイノルズ数）になり、逆も同様です。

それ故、飛行中の動作点は、一定のレイノルズ数を有する極の集合を通してスライスするでしょう。

飛行中の状況により密接に関連する極を作成することは可能です。

これは風速をそれぞれの揚力係数に調整することを必要とし、それは風洞では面倒で高価であるが、JAVAFOILのような数値ツールでは実現可能です。

ここで、あなたは与えられた翼の負荷のために極座標を計算するために航空機カードを使うことができます。

略語：

mass of aircraft	m	kg	(航空機の質量 m kg)
gravity constant	g	m/s ²	(重力定数 g m / s ²)
density of medium	ρ_{∞}	m/s ²	(中密度密度 ρ_{∞} m / s ²)
kinematic viscosity	ν	m ² /s	(動粘度 ν m ² / s)
flight speed	V_{∞}	m/s	(飛行速度 V_{∞} m / s)
wing area	S	m ²	(翼の面積 S m ²)
chord length	c	m	(弦の長さ c m)
Reynolds number	Re	-	(レイノルズ数 Re -)

基本方程式

揚力係数の定義は
$$C_L = \frac{m \cdot g}{\frac{\rho_{\infty}}{2} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S}$$

レイノルズ数の定義を解く、
$$Re = \frac{V_{\infty} \cdot c}{\nu}$$
 速さ V_{∞} は

この結果を揚力係数の定義 $v_\infty = \frac{Re \nu}{c}$ に挿入する

$$C_L = \frac{m \cdot g \cdot c^2}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot Re^2 \cdot \nu^2 \cdot S}$$

レイノルズ数を求める $Re = \frac{c}{\nu} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot g}{\rho_\infty} \cdot \frac{m}{S}}$

この式は $Re \cdot \sqrt{C_L} = \frac{c}{\nu} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot g}{\rho_\infty} \cdot \frac{m}{S}}$ と書くこともでき、提供された航空機に合致させるため、与えられた航空機に合わせて定数 $Re \cdot \sqrt{C_L}$ の極を計算することもできます。

これらの結果を使用して、所与の翼荷重 $\frac{m}{S}$ および所与の平均翼弦長 c について航空機向きの翼形極を導出することができます。
揚力係数とレイノルズ数反復計算手順が使用されます。

- 環境条件密度 ρ_∞ と動粘度 ν を規定してください。
- 翼荷重 $\frac{m}{S}$ と基準弦長 c を指定します。
- 以下の計算順序を実行してください。

```

initial value
Re* = 106
for ( $\alpha = \alpha_0$  to  $\alpha_1$  step  $\Delta\alpha$ )
{
    iterate
    {
        Re = Re*
        CL = f( $\alpha$ , Re)
        Re* =  $\sqrt{\frac{g}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot C_L \cdot \nu^2} \cdot \frac{m}{S} \cdot c^2}$ 
    }
    while( $\frac{|Re^* - Re|}{Re} > \epsilon$ )
}

```

たとえ翼面荷重と翼弦長が含まれるとしても、結果がまだ翼型極線である点に注意してください。

オプションカードでさらに縦横比を指定した場合にのみ、極に誘導抗力が含まれ、有限翼に近似します。

$C_L \rightarrow 0$ の場合には注意を払う必要があります。

ここで JAVAFOIL はレイノルズ数を小さい揚力係数に対応する値に制限します。

$C_L = 0.02$

注：弦の長さ c を削除して、一定の比 $\frac{m}{\Lambda}$ ：率のレイノルズ数を導き出すこともできます。航空機設計パラメータ $\frac{m}{S}$ および c の代わりに $\frac{m}{\Lambda}$ に関して考えるのはより抽象的など考えられていたので、これは JAVAFOIL では実装されていません。

しかし、この関係は $\frac{m}{S} \cdot c^2 = \frac{m}{\Lambda}$ であるため、 $c = 1$ に設定しながら、JAVAFOIL で $\frac{m}{\Lambda}$ の代わりに $\frac{m}{S}$ を使用することで十分です。

与えられたアスペクト比とマッハ数に対する揚力補正

与えられた迎え角に対して、有限のアスペクト比の 3D 翼は無限のアスペクト比に対応する 2D 翼型断面より少ない揚力を生み出します。

マッハ数がゼロよりも大きい場合は、別の補正を適用する必要があります。

亜音速飛行では、マッハ数が増加するとより多くの揚力が発生します。

オプションカードで翼の縦横比の値 $\Lambda = b^2 / S$ を（スパン b と翼の面積 S ）に指定した場合にのみ、3D 翼補正が適用されます。

圧縮性流れにおける 3D 翼の揚力係数 C_L を近似するために、以下の補正が 2D 翼型 C の揚力係数に適用されます。

補正は、アスペクト比の 2 つの方式に分けられます。

小さいアスペクト比 ($\Lambda < 4$) は、以下の式が用いられます。

$$C_L = \frac{C_\ell}{\sqrt{1 - M_\infty^2 + \left(\frac{2 \cdot \pi}{\Lambda \cdot \pi}\right)^2} + \frac{2 \cdot \pi}{\Lambda \cdot \pi}}$$

アスペクト比が大きい場合、 $\Lambda \geq 4$ 、単純化された近似が適用されます。

$$C_L = \frac{C_\ell}{\sqrt{1 - M_\infty^2} + \frac{2 \cdot \pi}{\Lambda \cdot \pi}}$$

JAVAFOIL での実装

```
public final static double LiftForAspectRatio(double dCl,
                                              double dAspectRatio,
                                              double dMachNumber)
{
    double dReturn = dCl;

    // correction for finite wings
    if (dAspectRatio > 0.1)
    {
        // Source: Anderson, "Aircraft Performance and Design"
        // lift gradient reduction factor
        // a_0 / (pi*AR)
        double dGradientRatio = 2.0 * Math.PI / (Math.PI *
                                                  dAspectRatio);

        if (dAspectRatio < 4.0)
        {
            // low aspect ratio, compressible (Anderson [2.18b])
            dReturn /=
                (Math.sqrt(1.0 - Math.pow(dMachNumber, 2.0)) +
                 Math.pow(dGradientRatio, 2.0)) +
                dGradientRatio);
        }
        else
        {
            // high aspect ratio, compressible (Anderson [2.16])
            dReturn /=
                (Math.sqrt(1.0 - Math.pow(dMachNumber, 2.0)) +
                 dGradientRatio);
        }
    }
    return (dReturn);
}
```

//有限翼の修正

//出典：アンダーソン、「航空機の性能と設計」

//揚力勾配低減係数

// $a_0 / (\pi * AR)$

//低アスペクト比、圧縮可能 (Anderson [2.18b])

//高アスペクト比、圧縮可能 (Anderson [2.16])

与えられたアスペクト比とマッハ数に対するモーメント補正

有限アスペクト比の3次元翼のピッチングモーメントは、翼端への圧力差の損失により減少します。

繰り返しますが、この3Dウィング補正は、オプションカードでウィングの縦横比の値を指定した場合にのみ適用されます。

3D翼のモーメント係数 M/C を C_M 近似するために、2D翼型のピッチングモーメント係数に以下の補正が適用されます。

$$C_M = C_m \cdot \frac{\Lambda}{\Lambda + 4}$$

この関係は、長方形の翼の一連の渦格子解析によって決定されています。

与えられたアスペクト比とマッハ数に対する抗力補正

所与の迎え角 α に対する2D翼型の揚力係数が3D翼の影響に対して補正された後、誘導抗力の近似値が翼型抗力に加えられる（同じ迎え角 α に対して）。

揚力補正と同様に、この補正は、オプションカードで翼の縦横比の値を $\Lambda = b^2/S$ （スパン b と翼の面積 S ）に指定した場合にのみ適用されます。

実際の翼形状についての情報は利用できないので、「良い」翼の平面形状を持つという仮定が行われます。

したがって、誘導抗力成分は、リフティングライン理論（Prandtl）で導出された古典的な公式を使用して計算されます。

$$C_{D,i} = k \cdot \frac{C_L^2}{\pi \cdot \Lambda}$$

JAVAFOILでは、「kファクタ」は1.0（楕円形の揚力分布を有する平面翼）であると仮定されます。

これらの単純な補正の考え方は、誘導抗力が翼型抗力のみと比較して相対的に重要であるという感覚をあなたに与えることです。

実際の翼設計のためには、より適切な3D空力解析ツールを使うべきです。（渦格子法またはパネル法）。

JAVAFOIL での実装

```
public final static double DragForAspectRatio(double dCd, double dCl,
                                              double dAspectRatio,
                                              double dMachNumber)
{
    double dReturn = dCd;
    if (dAspectRatio > 0.1)
    {
        // add the induced drag of finite wing according to Prandtl
        dReturn += dCl * dCl / (Math.PI * dAspectRatio);
    }
    return (dReturn);
}
```

// Prandtl に従って有限翼の誘導抗力を加える

すべての有限翼の結果は単なる近似値です。

より正確な結果が必要な場合は、3D 翼解析コードを使用する必要があります。

これは理想的には摩擦効果も処理できます。

JAVAFOIL の後退翼

JAVAFOIL は二次元翼断面を解析するためのツールですが、後退翼の一部として翼形断面を解析することもできます。

これは、適切なツールを使用した 3 次元翼の 3 次元解析に代わるものではありませんが、速度と圧力に対する翼の後退角の主な影響を理解するのに役立ちます。

3 次元の翼には翼の先端があり、スパン方向の後退角度分布に 1 つ以上のねじれがあり、先細になっている可能性があることに注意する必要があります。

また、立体後退翼上の境界層も、JAVAFOIL で使用されている理想的な 2 次元モデルとは異なります。

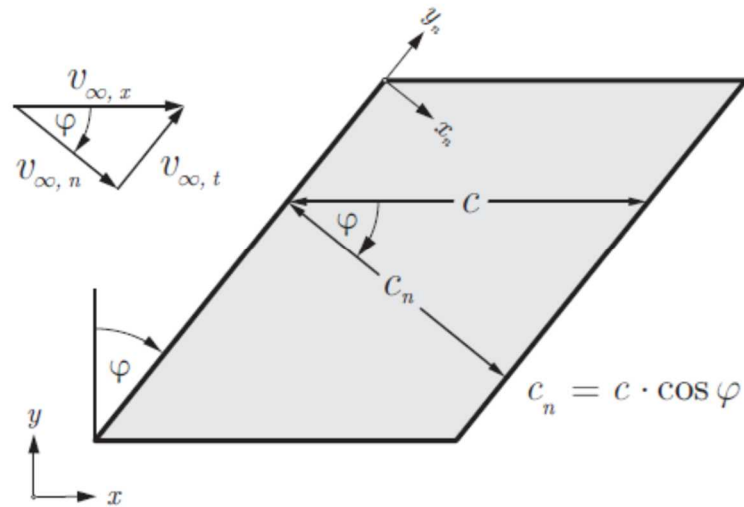


図 27 : x-z 断面と法線 nx-z 断面を持つ後退翼の上面図。

JAVAFOIL は、翼にテーパーがなく、無限に長いと仮定しています。

実際の用途では、これらの仮定は、アスペクト比が 10 以上の低テーパー比の翼のスパンの中央における条件に近いです。

JAVAFOIL は断面上の速度または圧力分布を非常に正確に予測することができますが、その移行基準のすべてが後退翼に対して行われているわけではありません。

典型的には、翼の後退角は翼の前縁でのクロスフローおよびスパン方向の流れに起因する追加の擾乱をもたらし、これは両方とも時期尚早の遷移をもたらす可能性があります。

したがって、遷移がリーディングエッジの近くで固定されている場合を除いて、後退角度が例えば 20° より大きい場合は、抗力係数をそれほど大きくしないでください。

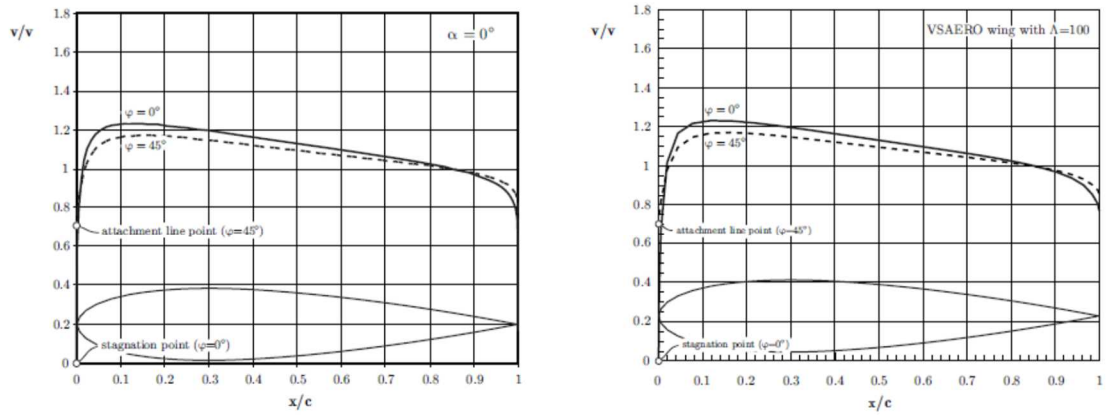
後退翼上の翼型を解析するために、定義翼セクションを流れ方向に整列させます（これは「せん断」翼平面図とも呼ばれます）。

後退角はオプションカードで指定しなければならず、それから他のすべてのカード（デザインカードを含む）の解析はこの角度を考慮に入れます。

1930 年代にドイツの航空宇宙技術者 Busemann によって考案された古典的な後退角理論に従って、JAVAFOIL は翼の断面を迎え角を大きくして前縁に対して直角に内部解析し、その結果を翼を過ぎる接線流と結合します。

結果として生じる速度はそれぞれです。圧力分布は、3D パネル法で作成された 3 次元解析の結果と完全に一致します。

次の図は、JAVAFOIL と VSAERO の比較を示しています。



a) Results of two dimensional analysis with sweep correction.

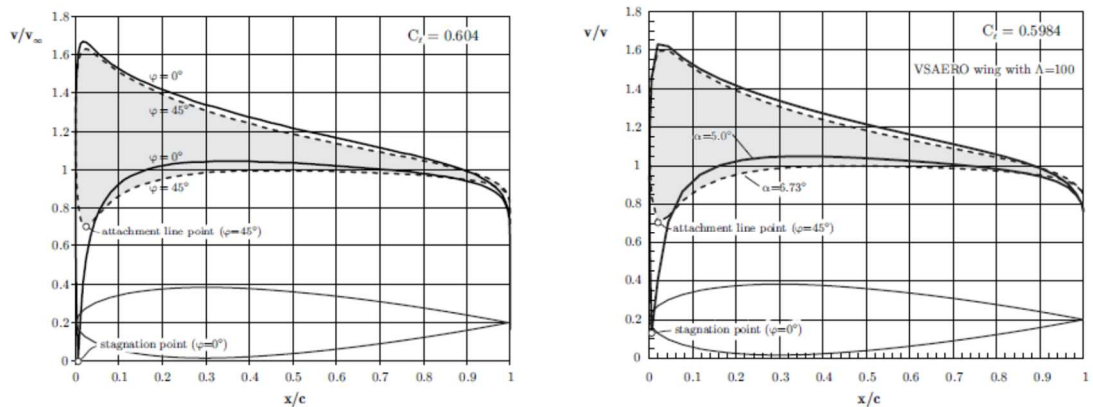
(後退補正を用いた二次元分析の結果)

b) Results of three dimensional analysis.

(三次元分析の結果)

図 28 : $\alpha = 0$ のときの後退角度が 0° と 45° の場合の NACA 0015 翼を通過する速度比。

左 : 二次元分析。右 : 非常に高いアスペクト比の有限翼の三次元解析。



a) Results of two dimensional analysis with sweep correction.

(後退補正を用いた二次元分析の結果)

b) Results of three dimensional analysis.

(三次元分析の結果)

図 29 : 0° および 45° の後退角度および $\alpha = 5^\circ$ 得られたものと同じ揚力係数についての NACA 0015 翼形部を過ぎた速度比。

左 : 二次元分析、データは表 1 参照。右 : 非常に高いアスペクト比の有限翼の三次元解析。

φ	α	C_l	C_d	$C_{m0.25}$	C_p^*	$M_{crit.}$
[°]	[°]	[-]	[-]	[-]	[-]	[-]
0	5.00	0.604	0.01710	-0.008	-1.787	0.564
45	6.72	0.604	0.01611	-0.009	-1.650	0.579

表1：同じ揚力係数でのNACA 0015翼型についての二次元解析結果。

上の表からわかるように、後退翼は同じ揚力を達成するためにより大きな迎角を必要とします。

速度分布が変化しているため、この例では抗力が小さくなり、主翼をスイープする主な理由として、より高い飛行速度を可能にするより高い臨界マッハ数が示されます。

空力センター

「Polars」および「Aircraft」カードの出力には、空力中心（A.C.）の位置を示す列があります。

空気力学的中心は、全ての迎え角に対してピッチングモーメントが一定である（必ずしもゼロではない）翼形部上の点です。

ピッチングモーメント・リフト係数曲線の勾配から計算できます。

$$x_{A.C.} = 0.25 - \frac{\partial C_{m0.25}}{\partial C_l}$$

薄い翼形理論によると、空力中心は翼弦長の25%に位置し、迎角が変わっても動きません。実応用では、翼型は厚く、場所は通常この場所の周りで約±2%変動する可能性があります。

空気力学的中心は、総空気力学的力が作用する点である圧力中心（C. P.）と混同されるべきではありません。

この合計の力は、リフトとピッチングモーメントと同じ効果を生み出します。

圧力中心の位置は迎え角によって変化し、さらには翼型形状の前後に移動することもあります。

圧力中心は、揚力とピッチングモーメントの係数から計算できます。

$$x_{C.P.} = 0.25 - \frac{C_{m0.25}}{C_l}.$$

圧力の中心と空力の中心の両方は、翼型のみを対象としており、テールプレーンを備えた完全な航空機用ではありません。

地表の影響

翼が地面に近づくと、その特性はかなり変わります。

第一に、二次元翼形（無限スパンの翼）の周りの圧力分布は地面の存在によって影響を受けます。

次に、有限スパンの翼の揚力と誘導抗力も影響を受けます。

JAVAFOIL は、翼型断面の鏡像を使用して、二次元翼型周りの流れに対する地面効果をシミュレートします。

鏡面は常に $y = 0$ にあります。

適切なシミュレーションのために、ベースライン翼型は、それが水平線 $y = 0$ と交差しないように正の y 方向に平行移動されなければならないことに留意してください。

この翻訳は修正カードを使って実行できます。

迎え角が 0 度および 90 度の場合の解の重ね合わせから流れ場を構成することができる自由翼形の周りの流れとは対照的に、地面効果の場合は重ね合わせによって作り出すことはできません。

迎角が変化すると、翼型とミラー翼型の対の形状も変化します。

したがって、それぞれの迎え角に対して新しいパネルソリューションが必要となり、極の計算がやや遅くなります。

フローフィールドカードでの解析中は、各フローフィールドポイントごと、および各流線上の各ステップごとに解析が必要になるため、さらに減速が見られます。

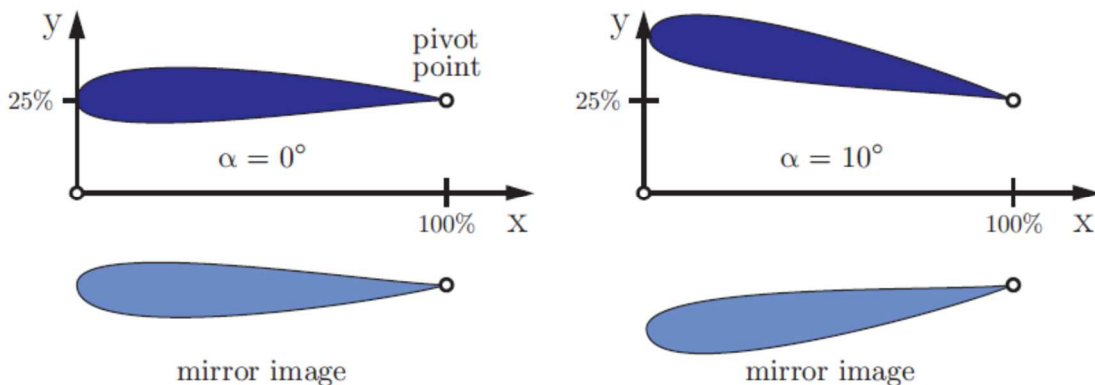


図 30 : 地面効果で迎え角を変更すると、ピボット点を中心に回転します。

翼の迎え角は常に、修正カードで指定されたピボット点を中心にしてセクションを回転させることによって変更されます。

翼弦を弦の長さの 25%の高さで解析し、後縁点を維持したい場合は、最初に翼形を y 方向に 25%移動してからピボット点を $x = 100\%$ 、 $y = 25\%$ に設定します。

それから、その後の迎角の変化は後縁点を維持し、翼形部の先端を $y = 25\%$ の線より上に持ち上げます。

翼が回転し、その結果 x/c 軸上の投影が短くなりますが、Velocity カード上の圧力、速度、またはマッハ数分布は依然として x/c 上にプロットされます。

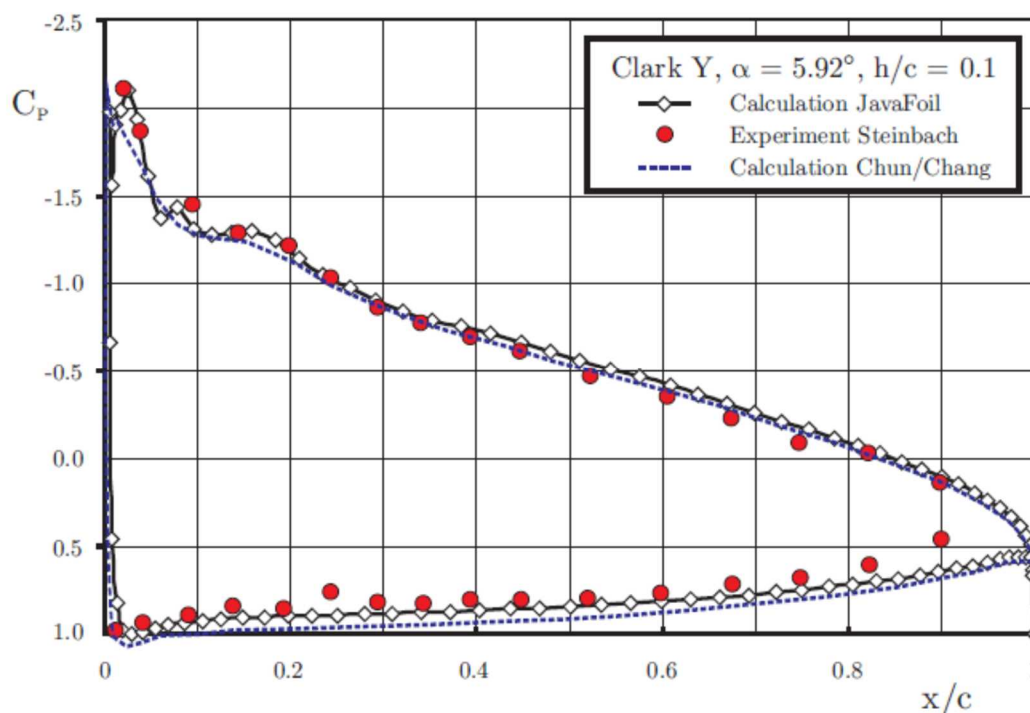


図 31 : 地面近傍の Clark Y 翼型の圧力係数の分布。

ナビエ・ストークス方程式の数値解の結果は[19]から得られたものであり、実験結果は[20]から再現されたものです。

実験は、吸引システムを備えた固定接地板を用いて実施しました。

JAVAFOIL の結果は実験結果とよく一致しています。

Navier-Stokes 法では、境界層の変位効果をより正確にモデル化する必要があります。

有限スパンの翼の地面効果は、誘導抗力の修正計算を適用することによって近似されます。オプションカードで、翼の縦横比 $\Lambda = b^2/S$ (翼幅 b と翼の面積 S)、および翼の地上高 h/b (翼幅 b の高さ h) を指定した場合、これらの値を使用して誘導抗力の近似値を計算するために使用されます。

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \left(1 - \frac{33 \cdot (h/b)^{1.5}}{1 + 33 \cdot (h/b)^{1.5}} \right).$$

水面の影響

「翼型」の他の用途は、水中で動く翼型であるハイドロfoilです。

水面は地面と同じように機能しますが、水中翼が地表近くで動作している場合はわずかな違いがあります。

翼の圧力場は表面の形状に影響を与えます -

表面は、過剰な圧力が発生する場所では上方に押され、局所的な圧力が周囲圧力より低い場所では下方に吸引されます。

そのため、表面に波が発生しています。

この波は翼型の周りの流れの曲率に影響します。

JAVAFOIL には、オプションカードで有効にできる単純な水面モデルが含まれています。

この「フルード効果」モデルは、高い（正確には無限大の）フルード数に対して有効です。

流体力学的解析にとって重要なパラメータであるフルード数（空気力学におけるレイノルズ数に似ています）は、通常次のように定義されます 1. 。

1.フルード数がこの式の 2 乗として与えられることがあります - データを比較するときは注意してください。

$$Fr = \frac{V_\infty}{\sqrt{g \cdot c}}.$$

JAVAFOIL では、翼形部を水面下の適切な深さに移動する必要があります。

これは常に $y = 0$ にあります。

この翻訳は修正カードを使って実行できます。

表面効果は液浸深さとともに減少し、翼形部が表面下 10 弦の長さよりも深く沈んでいる場合には無視できると仮定できることに注意してください。

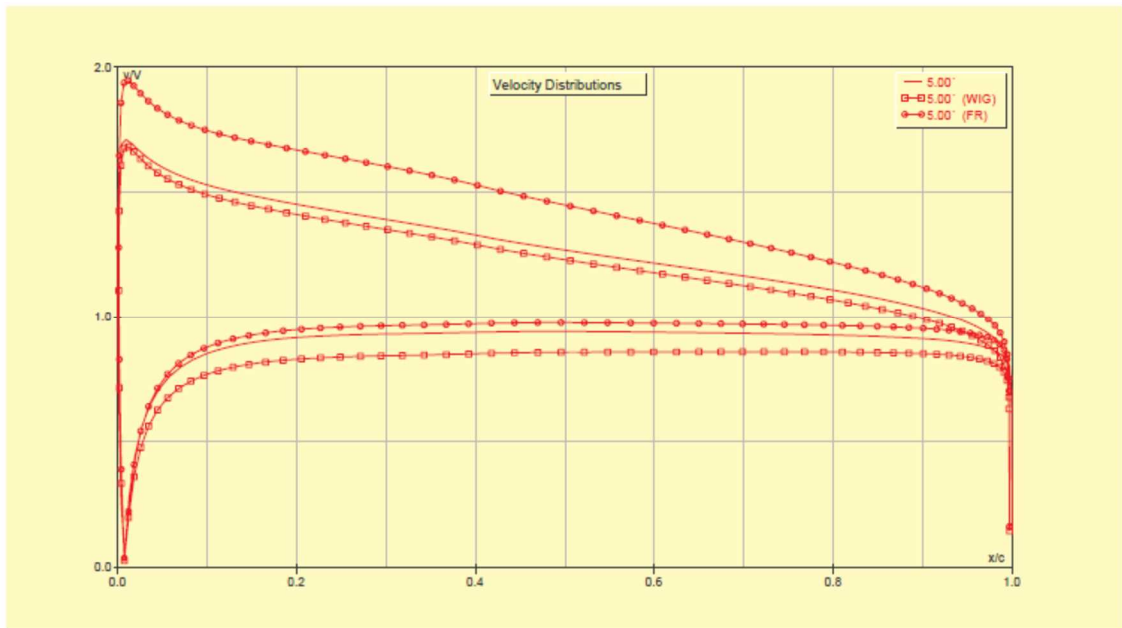


図 32 : 5° の迎え角での NACA 2412 を通過する速度分布。

結果は、地表から 50% c、水面から 50% c 下の自由流です。

グラウンド効果とフルード効果解析のための迎え角に対する x 軸ダイの歪みを最小限に抑えるために、ピボット点をそれぞれ $y=0$ 、+50%、-50% に設定する必要があることに注意してください。

Case	α	Cl	Cd	Cm 0.25	Reference Point
NACA 2412	[°]	[-]	[-]	[-]	
free	5.0	0.843	0.01610	-0.089	25% / 0%
ground effect	5.0	0.875	0.01403	-0.064	25% / +50%
Froude effect	5.0	1.234	0.02354	-0.091	25% / -50%

上記の 3 つの場合の力とモーメントの係数。

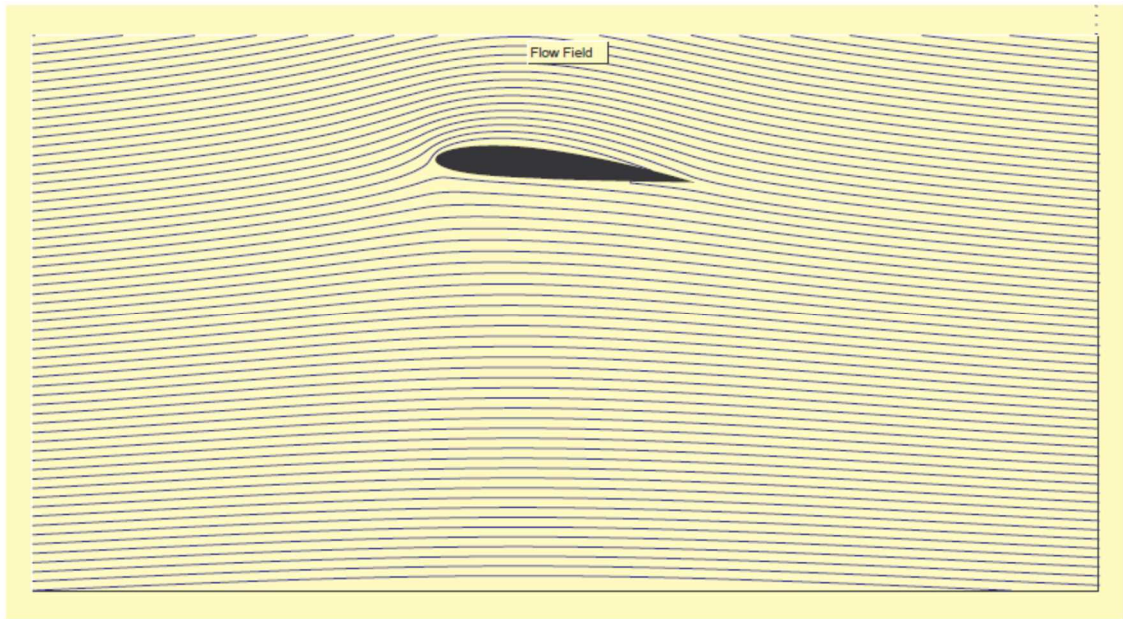


図 33 : 水中翼のまわりの流線形 (画像は $y = 0$ でクリップされていることに注意)

多要素翼型

単一要素翼形の最大揚力は、流れの剥離の開始によって制限されます。

単一要素翼形について達成可能な限界は、2 と 3 の間の揚力係数であるように思われます。最大の揚力のためには、スロット付きカスケードを形成するように配置されたいくつかの要素に翼形部を分割することが有益であり得ます。

それから各要素はそれ自身の新しい境界層を発達させ、要素間の正の干渉効果は要素当たりのより高い揚力荷重を可能にします。

JAVAFOIL はそのような多要素翼型を限られた範囲で扱うことができます。

境界層効果がモデル化されていないという事実によって制限が課されます。

したがって、スロットが非常に狭い場合 (境界層の変位厚さの 2 倍未満)、および先行要素の伴流が後続要素と相互作用する場合は、不正確な結果が予想されるはずですが。

それにもかかわらず、JAVAFOIL は、適切な間隙、重なりおよび要素角度設定を有するスロット付き翼型のための合理的な最初の設計を生み出すのに有用であるはずですが。

また、吸引ピークおよび急勾配の圧力勾配が避けられるようにそのような部分を設計することができます。

次のスクリプトは、基本的な NACA の 4 桁のセクションから始めて、2 要素のダウンフォース翼セクションを生成する方法を示しています。

```
//  
//  
// A simple JavaFoil example which creates a two element  
// airfoil for downforce generation.  
//  
// switch to US country settings  
Options.Country(0);  
// create a cambered NACA airfoil for starting  
var dThickness = 0.15;  
var dCamber = 0.02;  
var dCamberLocation = 0.40;  
var params = new Array ( dThickness,0.0, dCamber, dCamberLocation );  
Geometry.CreateAirfoil(0,61,params,true);  
//  
// create a copy of this first airfoil element to be used later  
Modify.Select(1);  
Modify.Duplicate();
```

// 2 つの要素を作成する単純な JavaFoil の例

//ダウンフォース生成用の翼型。

//米国の国設定に切り替える

//開始するために反りのある NACA 翼型を作成する

//後で使用するために、この最初の翼形要素のコピーを作成します

```

// now select the first element again
Modify.Select(1);
// ... flip it upside down
Modify.Flip(0.0);
// ... scale it to 75%
Modify.Scale(0.75);
// ... rotate it 5 degrees trailing edge up around its nose (0;0)
Modify.Rotate(0,0,-5);
//
// now select the second element
Modify.Select(2);
// ... flip it upside down
Modify.Flip(0.0);
// ... scale this copy to 30%
Modify.Scale(0.30);
// ... move it back so that there is 5% overlap
Modify.Move(0.70,0.12);
// ... rotate it by 30 degrees around a point at (70%/12%)
Modify.Rotate(0.70,0.12,-30);
// finally: (THIS IS IMPORTANT!)
// select both elements again for all further analyses
// if only one element is selected on the Modify card, only this element
// will be considered during the calculation of polars etc.!
arr = new Array(2);
arr[0] = 1;
arr[1] = 2;
Modify.Select(arr);
// and move both elements up by 25% for ground clearance
// (note that the airfoil may not cross y=0 i.e. the ground plane)
Modify.Move( 0.0, 0.25 );

/*
 * prepare for analysis
 */
// switch ground effect simulation ON
Options.GroundEffect(1);
Options.MachNumber(0);
Options.StallModel(0);
Options.TransitionModel(1);
Options.AspectRatio(0);
Modify.SetPivot(0.25,0);
// velocity versus x/c should show no strong suction peaks in the
// nose region of 2nd element
Velocity.Analyze(0,0,1,0,false);
//
// polar for Re=500'000, alfa=-15 to +10 degrees
// with ground present a strong suction force is generated
// (even for single element airfoils)
// therefore a Cl min in the order of -4 to -5 can be seen.
Polar.Analyze(500000,500000,500000,-15,10,1,1.0,1.0,0,false);
//
// finally: export coordinates in XML format
Geometry.Save("Z:/groundforce-example.xml");

```

```

//最初の要素をもう一度選択する
// ...裏返して
// ... 75%に拡大
// ...ノーズを中心に 5 度後縁を上を回転させます (0; 0)
// 2 番目の要素を選択する
// ...裏返して
// ...このコピーを 30%に拡大縮小する
// ... 5%オーバーラップするように元に戻します
// ... (70%/ 12%) の位置を中心に 30 度回転させる

```

```
//最後に：(これは重要です！)
//以降のすべての分析で両方の要素をもう一度選択します
//モディファイカードで1つの要素しか選択されていない場合、この要素のみ
//極座標などの計算中に考慮されます。
//そして地上高のために両方の要素を25%上げる
//（翼型は  $y=0$ 、つまりグランドプレーンと交差しないことがあります）
/*
*分析の準備をする
*/
//地面効果シミュレーションをオンにする
//速度と  $x/c$  の間に強い吸引ピークが見られない
//2番目の要素の鼻領域
//  $Re = 500'000$ 、 $\alpha = -15^\circ + 10$  度の極
//地面が存在すると強い吸引力が発生する
//（単一要素の翼型の場合でも）
//したがって、-4 から -5 のオーダーの  $Cl_{min}$  が見られます。
//finally：座標をXMLフォーマットでエクスポートする
-----
```

スクリプトを使った JAVAFOIL の自動化

JAVAFOIL は、2002 年以来、かなりシンプルだが便利なスクリプトインターフェースを持っていました。

2012 年に、これはスクリプト言語として JavaScript を利用するように書き直されました。このスクリプトエンジンはバージョン 1.5 以降の Java に含まれており、より複雑なスクリプトを可能にします。

スクリプトは、後でスクリプトファイルに再利用するために記録、変更、および保存できます。基本的に、これらのスクリプトはグラフィカルユーザーインターフェースで実行するアクションを模倣しています。

構文は JavaScript の規則に従う必要がありますが、ここでは詳しく説明しません。

JAVAFOIL と直接のやり取りはありません。つまり、特定の値を直接要求することはできません。

あなたが何かを構築したい場合、最適化ループでは、結果を出力ファイルに書き込み、データを抽出する必要があります。

スクリプト作成を開始する最も簡単な方法は、オプションカードで開くことができるウィンドウを使って[スクリプト]ダイアログに組み込まれているスクリプトレコーダーを使用することです。

スクリプト内で **JAVAFOIL** に自動的にコマンドシーケンスを実行させ終了させる。これにより、パラメータスイープ内で最適化ループの一部として **JAVAFOIL** を実行できます。

この目的のためにあなたはスクリプトファイルを準備してコマンドラインでスクリプトファイルの名前を指定し、**JAVAFOIL** を起動します
それなら **JAVAFOIL** はウィンドウを開くことなく見えずに、スクリプトファイルのコマンドを実行します。

スクリプトファイルの名前は、2つの方法で **JAVAFOIL** に転送できます。

まずあなたが定義することができます

java コマンドの「-D」コマンドラインオプションを使用した「システムプロパティ」は、次のようになります。

```
java.exe -DScript="Path\Script" -cp "Path\mhclasses.jar" -jar "Path\javafoil.jar"
```

あるいは、次のようにコマンドライン引数として使用してスクリプトファイルを指定できます。

```
java.exe -cp "Path\mhclasses.jar" -jar "Path\javafoil.jar" Script="Path\Script"
```

どちらの方法も同等であり、同じ結果が得られます。

この **Windows** スタイルの例では、**Unix** ライクの場合、ファイル区切り文字としてバックスラッシュを使用しています。

システムでは適切な区切り文字、通常はスラッシュを使用する必要があります。

JavaScript はバックスラッシュ文字を「エスケープ」文字として使用します。

「改行」を指定する

「\ n」で区切ってください。 **Windows** では、バックスラッシュ文字はパス区切り文字としても使用されます。

したがってスクリプトでは、文字列内のパス名が **double** で書かれていることを確認する必要があります。

別々のディレクトリ要素にバックスラッシュを付けます。

```
(e.g. filename = "C:\\dir1\\dir2\\file.name");
```

注意：

ウィンドウが表示されずに JAVAFOIL が実行されているので、スクリプトが終了することを確認する必要があります。

JavaFoil.Exit () コマンドを使用して、JAVAFOIL の実行を正しく終了します。

それ以外の場合、Windows では JAVAFOIL プロセスはバックグラウンドで実行され続けます。

タスクマネージャウィンドウを使用して、実行中の JAVAFOIL プロセスを確認します。

Unix 風オペレーティングシステムでは、「ps」コマンドを使用して、自分のユーザーアカウントのもとで実行されているすべてのプロセスを一覧表示できます。

参考文献

- [1] Mark Drela、Michael B. Giles、「遷音速および低粘性の非粘性解析、レイノルズ数翼形」、AIAA-86-1786-CP、1986
- [2] Xiao-liang Wang、Xue-xiong Shan、「成層圏飛行船の形状最適化」、Journal of Aircraft V43N1、2006
- [3] Ira Abbott と Albert Von Doenhoff 著「ウィングセクションの理論」、Dover Publications、1959 年ニューヨーク
- [4] Eastman N. Jacobs、Kenneth E. Ward、Robert M. Pinkerton、「78 の特徴 可変密度風洞での試験からの関連翼形断面」、NACA 担当者、No. 460、1933
- [5] ジョン・スタック、「圧縮性バブルを遅らせるように設計された翼の試験」、NACA Rep. No. 763、1943
- [6] Charles L. Ladson と Cuyler W. Brooks、Jr.、「コンピュータプログラムの開発」 NASA テクニカル、NACA 6 および 6A シリーズのエアロフォイルの縦座標を取得する 覚書 TM X-3069、1974 年 9 月
- [7] Charles L. Ladson、Cuyler W. Brooks、Jr. および Aquila S. Hill、 NASA テクニカルメモ 4741、1996 年 12 月
- [8] A. K. マルティノフ、「実用空力学」、Pergamon Press 1965
- [9] A. C. Kravets 著、「航空機プロファイルの特徴」、モスクワ 1939 年
- [10] 匿名の「エアロフォイル EC 1240 および EC における力係数の測定」、ARC、国立物理学研究所の高速トンネルで 1240/0640、

R & M 2 2 4 6

- [11] Sidney Goldstein, "近似 2 次元エアロfoil理論、パート I.速度、
「対称型翼の分布」テクニカルレポート 68 号、1952 年
- [12]イギリス人 A.R.C. R&M 4726
- [13]イギリス人 R&M 4978
- [14] Joseph Katz, Allen Plotkin, 「Low-Speed Aerodynamics」、McGraw-Hill、1991 年
- [15] H. B. Helmbold, F. Keune, "Beitrage zur Profilmforschung, II. ジオメトリデル、
Profilsystematik」、Luftfahrt-Forschung、バンド XX、1943 年、pp 81 ff。
- [16] G. Rossner, 「Klasse von theoretischen の概要」を参照してください。
geometrischen Parametern”、Jahrbuch 1942 der Deutschen Luftfahrtforschung、p.I
/ 141-1942 年 I / 159。
- [17] K. G. Wilkinson 著 『ホーテントールレス航空機 - ホーテントールのデザインの仕方
航空機 ”、ファーンバラ、ca. 1946 年、[<http://www.twitt.org/Farnborough.html>]、検
索 13 2012 年 1 月
- [18] Chun Ho-Hwan, Chang Chong-Hee, 「S 字型セクションの開発」、釜山 国立大学、
1996 年。
- [19] H. H. Chun, R. H. Chang, 「地面効果における翼の乱流シミュレーション」
2 つの基底条件を持つ：固定基底と動く基底」、International Journal of
海洋工学、王立海軍建築家協会、2003 年。
- [20] Dieter Steinbach, 「二次元空気力学的特性に関するコメント
「地面効果を有する翼」、ジャーナルオブエアクラフト、第 3 4 巻、第 3 号、
4 5 5 ~ 4 5 6 頁、1 9 9 6 年。
- [21] Werner Wurz 、 「 Hitzdrahtmessungen zum laminar-
turbulenten Stromungsumschlagin
お気に入り追加して、Abloseblasen と一緒にログインしてください。
安定した経験と経験を身に付けています」、Dissertation、Institut für Aerodynamik
Gasdynamik、シュトゥットガルト大学、1995 年
- [22] リチャードエップラー、D. サマーズ、 『低設計と分析のためのコンピュータプログラ
ム』
スピードエアロfoil」、NASA TM 80210、1980。
- [23] Richard Eppler 著 『Airfoil Design and Data』、Springer-Verlag、1990 年
- [24] T. Cebeci, P. Bradshaw, 「境界層における運動量伝達」、半球、
出版社、ワシントン、ロンドン、1977 年
- [25] A. R. Wazzan, C. Gazley, A. M. O. Smith, 「遷移を予測するための H-Rx 法」、
AIAA ジャーナル、Vol. 19、No. 6、1981 年 6 月、pp. 810-811
- [26] K. G. Guderley 著, 「Theorie schallnaher Strömungen」、p.142. 235 ff.、Springer、

1957。

バージョン履歴

/ **

- * 1.00 ... 2001 初期バージョン
- * 1 ... 何ヶ月にもわたる文書化されていないさまざまな小さな変更
- * 1.46 18.04.2002 `setGUILocale` の機能強化、印刷エラーの修正
- * 1 ... 何ヶ月にもわたる文書化されていないさまざまな小さな変更
- * 1.49 07.2002 MGM 設計手法の実験的実装
- * 1.50 20.08.2002 取り扱いに関する多くの変更と改良
- * マルチエレメントエーロfoilの。MH.AeroTools。のほとんどの変更点
- * 1.51 22.08.2002 すべてのカードに対地効果の簡単な処理を追加しました
- * MH.AeroTools のほとんどの変更点
- * 1.52 23.08.2002 Mach と ground effect の設定を Options-Card に移動しました
- * これらはすべてのカードに共通です
- * 1.60 24.08.2002 新しいスクリプティングメカニズムが追加されました
- * 1.61 11.09.2002 Cl および Cd の有限翼補正が追加されました
- * 1.70 10.11.2002 デザインカード発売
- * 1.71 10.11.2002 修正カードの Y 座標のマウสดラッグを追加しました
- * 1.72 10.01.2003 スペイン語翻訳が追加されました
- * 1.73 22.02.2003 法線ベクトルプロットを流れ場に追加
- * 1.74 10.05.2003 境界層がデザインカードに追加されました (遷移、分離)
- * 1.75 30.05.2003 ランジションモデルを追加、境界層カードの表の Cd -> Cm を交換
- * 1.76 20.06.2003 流れ場の法線ベクトル Cp-plot をスペクトル塗りつぶしのアウトラインに変更
- * 1.77 10.08.2003 アップデートで XY キャンバスの増加に伴う問題を解決しました
- * アプリケーションのコマンドライン引数が使用されるようになりました
- * Exit () スクリプトコマンドを追加
- * XPlane 7.00 用の AFL ポーラエクスポートが追加されました
- * 1.79 17.04.2004 NACA 6 シリーズ近似形状生成を追加

- * 1.80 16.05.2004 の回転流場機能が追加されました (実験的/スクリプトのみ)
- * 1.81 7.10.2004 Polar カードへの XML エクスポートへの小さな変更
- * 1.82 3.01.2005 の TsAGI "B"翼がジオメトリカードに追加されました
- * 1.83 12.01.2005 アーク長表示オプションを追加してデザインカードを改良
- * MH.AeroTools に CGM エクスポートのテキスト方向レコード*を追加
- * 1.84 13.03.2005 ジオメトリカードに円弧、ウェッジ、プレートエーロfoilジェネレータを追加
- * 1.85 27.03.2005 フィンランド語の翻訳が追加されました
- * 1.86 6.07.2005 ジオメトリカードに NPL EQH のエーロfoil形状を追加(対称)
- * 1.87 26.11.2005 H-Rx 移行基準を追加しました
- * グランビル移行基準を追加
- * 1.88 17.12.2005 Van de Vooren エーロfoilを追加
- * 1.90 31.01.2006 ニューマンエアfoilを追加
- * 1.91 21.09.2006 「速度」カードへのマッハ数対 x/c の表示を追加、
- * 圧縮率の修正が新しいクラスに移動しました
- * MH.AeroTools.Airfoils.PanelAnalysis のクリーンアップと修正
- * 1.92 1.03.2007 全カードサイズ拡大
- * 1.93 25.03.2007 Cf プロットが BoundaryLayer カードに追加されました
- * 1.94 6.05.2007 Cf 出力に 2 を掛けたものが一般的な規約に従います
- * JavaFoil の埋め込みを可能にするための追加
- * 1.95 9.06.2007 マッハ補正された空間内の速度ベクトルへの影響 (MHClasses)
- * 1.96 19.06.2007 ベロシティカードの Cp 表示が正しくないというエラーが修正されました
- * 1.97 23.07.2007 NACA 4 桁の無効オプション x_t/c 無効、最小縦横比
- * あまり意味がない場合でも、0.01 に設定してください
- * 1.98 13.09.2007 MHClasses : XYCanvas インポートダイアログが Java 1.6 用に修正されました
- * 1.99 17.11.2007 ジオメトリカード : 翼型ドロップダウンボックスの選択は
- * 国が変更になったときに復元、旧 Selig の翼
- * フォーマットをインポートすることができます (最初の行には nUpper nLower が含まれます)
- * 2.00 13.01.2008 航空機向けエーロfoil極用の航空機用カードが追加されました
- * 2.01 13.02.2008 空力中心位置が極座標に追加されました
- * 2.02 21.04.2008 オランダ語版完成

- * 2.03 18.06.2008 NACA 5 桁の定義が改善されました (m ファクター)
- * 2.04 28.06.2008 CpTarget 仕様ウィンドウにより改良されたインバースデザイン
カード
- * 2.05 28.08.2008 圧力位置の中心が極リストに追加されました。
- * 座標の数値フォーマット解析の頑健性
- * ジオメトリカードが改良されました。
- * polars などの入出力は UTF-8 Unicode を使用するようになりました
- * アルファなどの文字セット
- * 2.06 22.11.2008 誤った TsAGI "B" ジェネレータが修復されました
- * パネル方式での後端処理をクリーンアップ
- * 2.07 13.12.2008 Joukovsky エーロfoil ジェネレータを修理しました
- * 2.08 07.02.2009 フルードフリーサーフェス近似が追加されました(まだ正しく機能していません)
- * 2.09 16.08.2009 Flowfield と BoundaryLayer カードのテーブルに値を追加しました
- * NACA 6 および 6A シリーズジェネレータをより正確なものに置き換えました
- * Ladson の NASA の報告に基づくアルゴリズム(テーブル付き)。
- * 2.10 06.01.2010 修正カードのポイント数が負の場合、
- * 強いテンションのスプライン補間、ほとんどポリライン
- * クリーン NPL EC と ECH エーロfoil の定義が追加されました
- * FlowField 塗りつぶしカラープロットが改善されました
- * ディファイカード上のジオメトリグラフのオートスケールリング
と x-y 軸が追加されました
- * 2.11 21.02.2010 MHSpinner コントロールが追加、MHText コントロールが追加、
ナンセンス入力に対するエーロfoil ジェネレータの堅牢性が向上しました
- * 2.12 13.03.2010 細かい修正、Java 1.5 のチェック、移行と分離
- * BoundaryLayer カードに位置ラベルを追加
- * 2.13 12.04.2010 はデザインカードに機能を追加しました。時の AC 計算のバグを
修正しました
- * シングルポイントは、2D ポーラーまたはエアfoil ポーラー
カードで分析されました
- * 2.14 15.05.2010 に Rosner のエアfoil が追加されました

- * 2.15 30.05.2010 Prandtl-Glauer の修正のバグを修正し、堅牢性を追加しました
- * 2.16 30.06.2010 Velocity カードへの XML エクスポートフォーマットが追加されました
- * フローフィールドカードの色付き V / V のオプションが追加されました
- * 2.17 26.11.2010 スムージングオプションが変更されました
- * 2.18 02.07.2011 ジオメトリカードへのビットマップインポートを追加しました
- * Flowfield カードのカラーランプ表示が追加されました
- * 2.19 05.09.2011 現在の設定を復元する際の自動保存が追加されました
- * オプションカードに Height / Span ratio へのスクリプトによるアクセスを追加しました
- * 2.20 01.10.2012 修正カードの FlipY と Smooth コマンドへのスクリプティングアクセスを修正
- * グラウンドエフェクトとフルードエフェクトの解析でピボットポイントが使用されるようになりました
- * 迎え角用のモディファイカードから、
- * フルードシミュレーションが正しく書き直され、コードが統一されて地面効果になりました
- * Flowfield カードからの Tecplot 出力に Cp とエアフォイルのジオメトリが追加されました
- * マッハ数補正を修正しました
- * スイープウィングセクション解析機能を追加しました
- * 2.21 02.03.2014 ジオメトリカードに追加される小数点以下の桁数を入力するためのオプション
- * Flowfield カードの運動量と圧力場の統合が追加されました
- * 2.22 04.11.2014 有限翼近似をピッチングモーメント補正に拡張しました
- * 2.23 15.09.2015 ジオメトリカードの DXF エクスポートのバグが修正されました
- * 2.24 11.04.2016 スクリプトインタフェースのバグ (JavaFoil.Exit () メソッドが欠けている) を修正しました
- * 2.25 18.01.2017 スクリプトレコーダーは Windows でパス名のバックスラッシュをエスケープするようになりました
- * 2.26 02.04.2017
- * 2.27 18.08.2017 Calcfoil 失速モデルの改良
- * 2.28 22.12.2017 Calcfoil の失速モデルの「改善」の復帰 2.27 で導入