

ネズ爺 & ハテナンの

特許 探偵団

DETECTIVE TEAM OF PATENT



亜音速機に特化した翼型じゃ。



ネズ爺

Vol.57 スーパークリティカル翼 (Supercritical Wing) (前)

爺：今回は翼の断面形状、すなわち翼型の話じゃ。

ハ：通常の紡錘形の翼型と違いますね。

爺：そう、これは亜音速領域で機能を発揮する翼型なんじゃよ。

ハ：ルアーのように見えます(笑)。

爺：フオフオフォ、確かに、小魚の側面形状に見えるのう。

空気の中を移動する翼型が、同じく流体である水の中を移動するルアーに似るのは当たり前ですニャ。



ハテナン

United States Patent [19]
Whitcomb

[11] 3,952,971
[45] Apr. 27, 1976

[54] AIRFOIL SHAPE FOR FLIGHT AT SUBSONIC SPEEDS

[75] Inventor: Richard T. Whitcomb, Hampton, Va.

[73] Assignee: The United States of America as represented by the Administrator of the National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C.

[22] Filed: Nov. 9, 1971

[21] Appl. No.: 197,183

[52] U.S. Cl. 244/35 R; 244/40 R

[51] Int. Cl. B64C 3/10

[58] Field of Search 244/34 R, 35 R, 35 A, 244/40 R, 41, 123, 130

References Cited

UNITED STATES PATENTS

1,889,864 12/1932 Merrill 244/35 R X
2,833,492 5/1958 Fowler 244/40 R

OTHER PUBLICATIONS

"NASA Supercritical Wing", NASA Release No. 69-27, Feb. 7, 1969.
"New Wing Designed for Faster Planes", Richard Witkin, New York Times, pp. 1, 65, Feb. 9, 1969.
"New Design for Transonic Wing to be Tested on

Modified F-8", Warren C. Wetmore, Aviation Week and Space Technology, Feb. 17, 1969, pp. 22-23.

"Advanced Airfoils Studied for Transports," David A. Brown, Aviation Week & Space Technology, June 22, 1970, pp. 55-57, 60.

"Ultimate Wing for Subsonic Jets may be Major Breakthrough," Product Engineering, July 6, 1970, pp. 92-93.

Thomas, B. K., Jr., "New Wing Promises Design Breakthrough" Aviation Week & Space Technology, July 24, 1967, pp. 25-26.

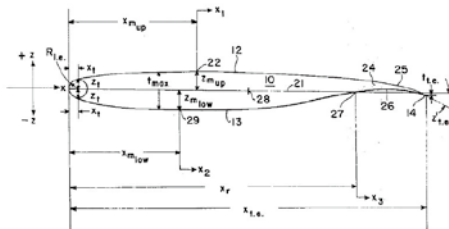
"The Upside-Down Wing," Time, Feb. 21, 1969, p. 66.

Primary Examiner—Trygve M. Blix
Assistant Examiner—Barry L. Kelmacher
Attorney, Agent, or Firm—Howard J. Osborn; John R. Manning

[57] ABSTRACT

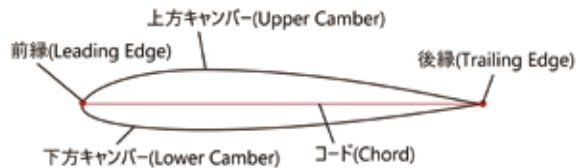
An airfoil having an upper surface shaped to control flow accelerations and pressure distribution over the upper surface and to prevent separation of the boundary layer due to shock wave formation; at high subsonic speeds well above the critical Mach number. A highly cambered trailing edge section improves overall airfoil lifting efficiency.

20 Claims, 12 Drawing Figures



1. NACAによる翼型の研究成果と層流翼

爺：まず、翼型(Airfoil)の名称を説明しよう。前縁(Leading Edge)と後縁(Trailing Edge)を結ぶ線をコード(Chord)と呼び、コードを中心として上下の膨らみをそれぞれ上方キャンバー(Upper Camber)、下方キャンバー(Lower Camber)と呼ぶのじゃ。



ハ：厚みだけでなく、翼の上下で膨らみをいろいろ変化させることができますから、翼型は多様なんですニャ。

爺：後で説明するが、最大翼厚位置も重要なんじやよ。何しろ、翼表面を空気が円滑に流れてこそ揚力が発生するワケじゃ。翼型の重要性は説明する必要もなからう。

ハ：じゃあネス爺、風洞実験でもっとも効率がよい翼型が見つかったら、それでおしまいじゃないですか？

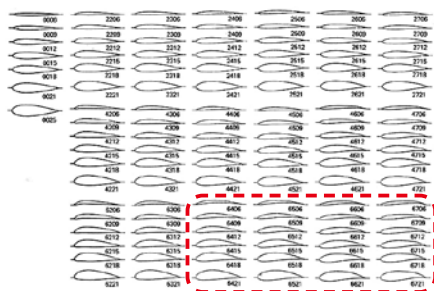
爺：喝〜ツ！何を言うてる。そんな単純な話ではない。

ハ：わわ、ごめんなさい。そうニャンですか？

爺：飛行機は速度も時代によって変化するし、高速で高度な機動性が要求される戦闘機と低速で高いペイロード(運搬重量)が要求される輸送機とは、当然、主翼に求められる仕様も違ってくるんじやよ。翼型の選択は飛行機設計が成功するかどうかのキーポイントでもあるんじや。

ハ：ニヤるほど。

爺：NACA(米国航空諮問委員会、NASAの前身)が1930年前後に研究した78種類の翼型はNASAのホームページで見ることができる^{*1}。



ハ：へー、米国の飛行機設計者は重宝したでしょうね^{*2}。

爺：恩恵を受けたのは、米国の設計者だけではない。NACAは1933年まで、この翼型特性の研究成果を世界に向けて公開しておったのじゃよ。堀越二郎も、零戦の主翼設計に際して「翼断面は、風圧の中心の移動の少ないようにという私の希望に対して、……多くの第一線三菱機に採用されたB-9翼型の肉付けと、NACA-23012系に似た矢高線……とを組み合わせて新たに作った三菱一八番翼型を採用した」と書いている^{*3}。

ハ：零戦の設計者も参考にしたんですか。米国は寛大だったんだニャ〜。さすが、大人な感じです。

爺：当時はな(苦笑)。さて、ここで注目してほしいのが、赤で囲ったNACA6シリーズと呼ばれる翼型じゃ。

ハ：う〜ん、違いがわからないんですが……。

爺：特徴は、最大翼厚位置を大きく後退させたことじゃ。

ハ：どういうメリットがあるんですか？

爺：主翼上面を流れる気流は、最大翼厚位置を過ぎた辺りから乱流が発生して抵抗を生むんじや。この翼型は層流翼^{*4}と呼ばれ、気流が円滑に流れる層流領域を拡大して空気抵抗を低減することを目的としておる。

ハ：ああ、最大翼厚位置が後ろなら、その前で気流は剥離しないということですから、翼面積の大きな割合で層流領域をつくり出すことができそうですニャ。

爺：前から2桁目の数字に注目じゃ。64〇〇、65〇〇と書いてあるのは、最大翼厚がコードのどの場所に位置しているかを示しているんじやよ。

ハ：4とか、5という数字ですか。

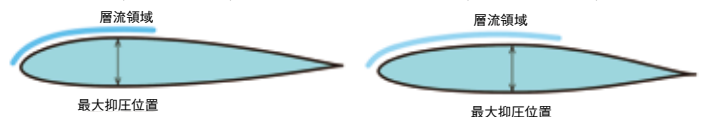
爺：4は前縁からコードの40%の位置に、5は同様に50%の位置に最大翼厚位置を置いているということを示しておる。

ハ：2桁目が6というのもありますニャ。ずいぶん後ろに最大翼厚位置があるんですね。我々が想像する紡錘形の翼型とはずいぶん違います。

爺：この層流翼技術を使った傑作機がP-51Dムスタングじゃ。零戦との比較で同機の翼型を示しておこう。

〈零戦の翼型〉

〈P-51Dの翼型〉



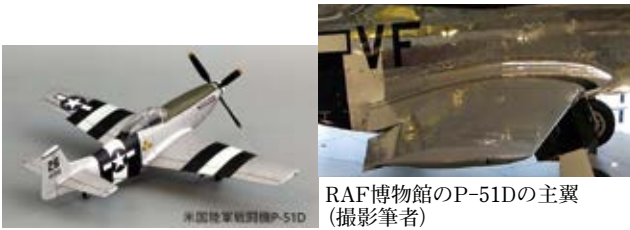
COMMENTS

*1) NASAホームページにある資料「SP-4103 Model Research - Volume 2 / Appendix F」。
 *2) 例えはF4Uコルセア戦闘機はNACA2318(付け根)~2315(翼端)、T-6テキサン練習機はNACA2315(付け根)~4412(翼端)の翼型を使っている。
 *3) 『零戦』(堀越二郎・奥宮正武著 学研M文庫 p.166)。なお、NACA23012と3桁目のゼロを取ったNACA2312は同じものと思われる。
 *4) P-51Dが傑作機となったため層流翼理論は一躍有名になり、例えばP-63キングコブラや、いまいちの性能だったP-40にも取り付けられたが(P-40Q)、実際に大きな効果があったという話は聞かない。もちろん、それなりの効果はあったのだろうが、決して「メタルキングの剣」(ドラゴンクエスト)のような、装備さえすれば攻撃力が上がる必殺のアイテムではなかった。

2. 亜音速機のためのスーパークリティカル翼

ハ：トム・クルーズが乗ってた機体ですニャ^{※5}！なるほど翼厚のピークが後ろです。日本もこの翼型を使っていたら、高性能な機体ができただけニャ^{※6}？

爺：そもそも層流翼は魔法の翼ではないし、少しでも凹凸があると、逆に乱流が発生して性能を発揮できないデリケートな翼型なんじゃよ。試しにP-51D実機の主翼写真を見てみよう。



RAF博物館のP-51Dの主翼 (撮影筆者)

ハ：わわ、主翼表面がピッカピカですニャ。

爺：当時の日本にはこの層流翼の性能を維持する余裕はなかったように思うゾ^{※7}。さて、今回の特許発明じゃ。

ハ：1971年の出願だから、NACAの層流翼技術からずいぶん時間がたって出てきた技術ですニャ。

爺：このスーパークリティカル翼^{※8}というのは、亜音速飛行機に対応した翼型形状なんじゃよ。本件発明のクレームを考察してみよう。

1. An airfoil having a specific design Mach number in the range of 0.7 to 1.0 comprising: an airfoil means, said airfoil means including upper surface means for minimizing acceleration of supersonic and subsonic fluid flow over said upper surface means, said upper surface means including an upper curvature, said upper curvature including an upper point of minimum curvature located on said upper surface means aft of a chordwise point of maximum thickness and forward of a midchord station and said upper curvature increasing continuously forward and rearward from said upper point of minimum curvature;

whereby, at design Mach number, supersonic flow is maintained over a major portion of said upper surface means at an approximately constant Mach number, supersonic flow decreasing to near-sonic velocity thereafter and then remaining at an approximately constant near-sonic velocity over a smaller portion of said upper surface means.

1. 設計マッハ数が0.7から1.0の範囲である翼断面形状であって、次を有するもの：

翼型手段であって、前記翼型手段は、上面手段上の超音速および亜音速流体流れの加速を最小化するための前記上面手段を含み、前記上面手段は、上方曲率を含み、前記上方曲率は、前記上面手段上で、最大翼厚のコード方向点の後方およびコード中央点の前方に位置する最小曲率の上方点を含み、前記上方曲率は、前記最小曲率の上方点から前方および後方に連続的に増加する；

これにより、設計マッハ数において、超音速流は、前記上側表面手段の大部分にわたってほぼ一定のマッハ数で維持され、超音速流は、その後、音速に近い速度まで減少し、その後、前記上側表面手段のより小さい部分にわたってほぼ一定の音速に近い速度で維持される。

ハ：マッハを超えない速度領域の話ですよ。でも、超音速領域を制御するなんて、うーん、わからニャいです。

爺：出願図面によい図があるので、これを使って説明しようかノウ。

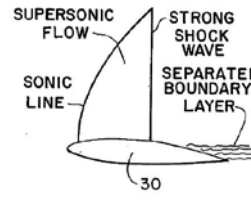


FIG. 3b

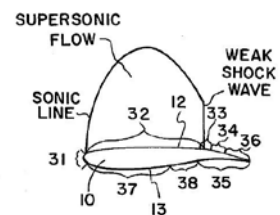


FIG. 4b

ハ：3bが通常の翼型、4bが今回の特許発明の翼型ですニャ？

爺：「SUPERSONIC FLOW」(超音速領域)と書かれた、翼上面に現れる領域に注目じゃ。

ハ：ニャるほど、超音速で飛行しなくても、翼面上には超音速領域が生まれるということですか。通常の翼型だと超音速領域がヨットの帆のように跳ね上がって気流が剥離してますが、特許発明の翼型だとただらかな超音速領域になってますニャ〜。

COMMENTS

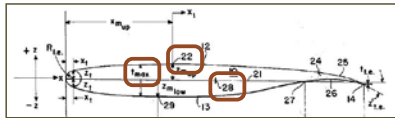
- ※5) 『トップガン マーヴェリック』(2022年・パラマウント・ピクチャーズ)でトム・クルーズ演じるマーヴェリックが個人的に整備していたプロペラ機。
- ※6) コラムで述べるように、日本海軍の水上戦闘機「強風」に採用され、その後の「紫電」や「紫電改」が傑作戦闘機になった一因かもしれない。もっとも、P-51Dの成功の秘密は層流翼ではなく、ジェット推進気流を発生させる主翼下面のラジエーター構造にあったという説も有力である。
- ※7) 少しでも凹凸があるとステルス性能が失われる現代のステルス機の表面管理につながるものがあつた。ただし、層流翼は亜音速になると衝撃波を発生させるため(右段で示したFIG.3bの従来例が層流翼である)、亜音速〜超音速時代になると採用されなくなった。
- ※8) スーパークリティカル翼のクリティカル(critical)は、クリティカルマッハ数から来ているようである。クリティカルマッハ数とは、飛行機が亜音速で飛んでいても飛行機の一部の部位に超音速部分が生じてしまう現象で、これを制する翼ということでスーパーが冠せられ、この名称になったと考えられる。クリティカル翼があつて、その改良がスーパークリティカル翼というわけではない。

3. スーパークリティカル翼とNASAの特許戦略

爺：キャンパーで膨らむ分、翼上面の気流は飛行機の手前より高速になるんじゃないよ。そして、その制御を生む構成も本件発明の構成も実にシンプルじゃ。

ハ：「前記上方曲率は、前記最小曲率の上方点から前方および後方に連続的に増加する」って書いてあります。どういことですか？

爺：これも出願図面を使って、図の符号と合わせながら考えてみるぞ。



22 : minimum curvature (最小曲率)

28 : midchord station (コード中央点)

Tmax : point of maximum thickness (最大翼厚点)

ハ：最大翼厚点Tmaxとコード中央点(28)の間の翼上面の最小曲率(22)、つまり一番平らになっている点の前方および後方向の曲率が徐々に増加するということですか。翼型は前方の曲率が増加するのは当たり前ですが、確かに普通の翼は後方向へ曲率が減少して平らになりますから、その点では新しいですね。

爺：そうじゃ。あったようでなかった翼型^{*9}だったんじゃないよ。さらにこのクレームの重要な点は、前後方向の境界を最大翼厚点ではなくて、翼上面の最小曲率点としていることじゃ。

ハ：それがどう重要なんですか？

爺：つまり、翼下面がどのような形状であっても権利範囲に入ってしまうということじゃよ。

ハ：このスーパークリティカル翼の特徴は翼下面後方がえぐれていることだと思いましたが、メインクレームは翼上面キャンパーの曲率だけで完結してるんですニャ^{*10}。

爺：だからこそ、クレームをかわしにくい特許なんじゃ。さらにマッハ0.7～1.0の範囲の亜音速飛行機というものも重要なポイントじゃ。これは軍用機ではなく、旅客機をターゲットにした特許なんじゃよ^{*11}。

ハ：この翼上面形状が空気抵抗を低減して速度や燃費を向上させられるなら、旅客機設計を制する権利ですニャ。

爺：NASAは、この特許でそれを狙ったのかもしれない。

ハ：すごい戦略ですニャ。しかし、NASAの前身のNACAが航空技術の発展のために無償で翼型特性を公開していたことを考えると、複雑な心境です。

爺：うむ。この特許出願がされた1971年という年は、2年前にアポロ11号が月着陸を達成し^{*12}、NASA自らが存続のために独自採算を求められた時期だったんじゃないだろう。

ハ：米国がお金の価値観で動く、ちょっと俗っぽくなった時代への移行期だったのですニャ^{*13}。

爺：かもしれない。この特許は世界中で出願され航空界に影響を与えることになるが、唯一日本だけ、特許権が成立しなかったんじゃない。今回はそれを見てみるぞ。

層流翼を採用した日本機「強風」

層流翼を採用した日本機に水上戦闘機「強風」がある。太平洋戦争当初、南太平洋の広い地域に戦線を拡大した日本海軍は陸上基地を整備する代わりに、零戦をもとにして二式水上戦闘機を開発し、水上基地を構築していった。その後継として、飛行艇メーカーの老舗、川西航空機が開発したのが「強風」であり、1942年に初飛行している。本文で説明したように、層流翼はその平滑性を保たなければ性能を発揮できないため、(海水を被ることによる主翼表面の劣化を危惧して?) 翼を水面から高い位置に配置する中翼形式が採られたとの説もある。

一方、太平洋戦争の中盤には、大きなフロートを有さざるを得ない水上戦闘機という機種が時代遅れになってしまう。川西航空機は「強風」をベースに、引き込み脚を装備した局地戦闘機「紫電」を開発したが、中翼形式のため主脚が必要以上に長くなり、破損や引き込み機能の不具合が起こり、「強風」の中翼形式があだをなすこととなった。有名な傑作機「紫電改」は「紫電」の中翼形式を低翼形式に変更した機体で、もし、「強風」の層流翼による中翼説が本当なら、ここに至り水上機に層流翼を使った呪いをようやく解消できたことになる。



中川 裕幸
 中川国際特許事務所
 所長・弁理士
 Hiroyuki Nakagawa : Head
 Patent Attorney at
 Nakagawa International
 Patent Office
 〒110-0014
 東京都中央区日本橋蛸殻町
 1-36-7 蛸殻町千葉ビル6F

COMMENTS

- *9) 飛翔体はエッジを薄くすればするほど抵抗が低減されるように思いがちだが、ミサイルの先端はドーム状の鈍い円錐形であるし、マッハ7を記録したX-15は尾翼の後端が垂直に断ち切られている。音速では、我々の身近な物理感覚が通用しない。
- *10) 翼下面後方のえぐれは、従属項であるクレーム4で請求されている。
- *11) 例えば欧州のエアバス社の設立は1970年である。この特許は、米国外のライバルメーカーを意識したものであったように感じる。
- *12) アポロ11号の月着陸は1969年7月20日である。1972年のアポロ17号でNASAによる月着陸プロジェクトは終了する。
- *13) 第二次世界大戦後、超音速機の開発にあれだけの人的・金銭的な資源を投入していた米国が、1971年に至るまでこの翼型研究をしていなかったはずはないと感じる。アポロ計画が終了し、自ら資金を稼ぐ必要に迫られたNASAは、公開していなかった休眠技術で特許を取得し、自ら運営費を確保しようとしたとも推測できる。