

TH 翼 (後縁半径をもつ翼型) について

長谷川 龍 雄

日本航空宇宙学会誌

第30巻 第347号 別刷

1982年12月

TH翼 (後縁半径をもつ翼型) について*

長谷川 龍雄**

1. はじめに

いまから40年以上もの昔話になるが、当時翼型周りの二次元ポテンシャル流の解法には THEODORSEN¹⁾の方法しかなく、それは精度がよくないのみならず計算に多くの時間を要し実用になるようなものではなかった。1938年守屋教授の方法²⁾が発表され、精度向上と計算時間の短縮が飛躍的に行われたためわが国における翼型設計が盛んになり、個々の航空機設計と直結した選択設計が可能となった。ところが守屋教授の方法は翼型の形状を FOURIER 級数に変換しなければならないにもかかわらず、当時の翼型および航空機設計者は後縁はとんがっていないければならぬ、言い変えると翼型形状は代数式で表現せねばならないものと思ひこみ、代数式から出発して FOURIER 級数変換をし、やむなく数項で切りすてるという煩雑さと初歩的誤差にあまんじていた。

そこで著者は最初から翼型を FOURIER 級数で表示して計算の簡素化と第一次誤差を防ぐことを考えた。ただし本稿の主題にあるように、この方法には何かの後の後縁半径をもつことが条件としてつきまとうことになる。当初は計算の簡素化という利点を活用して後縁半径を有するままで一連の開発をし、そのなかからよいものを選択し、航空機の翼設計をする際に必要ならば後縁をとがらしてやればよいという認識もっていた。ところが作業を進めるに従って、後縁半径をもつ翼型それ自身がいろいろと面白い特性もっていることがわかり³⁾、TH翼と名づけて実用化作業を進めていった。風洞実験、飛行実験を経てキ-94(陸軍の試作高々度戦闘機)に採用された。しかし残念ながら完成まぎわで終戦となり、試験飛行にいたらず地上試運転に終わった。

昭和54年になって日本航空宇宙工業会特許小委員会翼型分科会委員長箕田芳郎氏より手紙を受け、米国の NASA 出願の Super Critical 翼型⁴⁾の特許防衛のため、戦時中の私の論文を引用されるとともに詳し

い資料があったら送付されたいとの申入れがあった。実は昭和17年3月最初の論文が発表されて以来、立川飛行機において多くの計算と実験がなされており、それらのなかのいくつかの資料が未発表のまま私のところに保管されていたわけで、寝た子をさまされた感じもっている。この機会に日の目をみるのも何かの縁と思い本稿に発表させていただく次第である。何分約40年前のことであって記憶もうすらいであり、しかも約3年の連続作業期間が前半は理論的かつ実験的研究、後半が航空機設計業務に分割されてしまい、報告をまとめた形にするだけの余裕がなく、戦後は自動車屋に転向してしまったためこの分野からまったく縁遠くなってしまった。したがって本稿の内容に不確実性、矛盾、欠落があるかと思うが、何卒ご了承ください。

2. TH翼の計算法 その1. 対称翼の場合

翼型の表示法としては第1図に示されるように x, y を ξ で表わす。

$$\begin{aligned} x &= (1/2) \cos \xi \\ y &= \sum_{n=1}^4 b_n \sin n\xi \quad (\text{代数式ではない}) \quad (1) \end{aligned}$$

別に弦長を1として次の記号を設ける。

- e : 最大翼厚
- ξ_m : 最大翼厚位置における ξ
- r_1 : 前縁半径
- r_2 : 後縁半径

このとき式(1)より

$$r_1 = \lim_{\xi \rightarrow \pi} \frac{(dy/dx)^3}{d^2y/dx^2} = 2(b_1 - 2b_2 + 3b_3 - 4b_4)^2 \quad (2)$$

$$r_2 = \lim_{\xi \rightarrow 0} \frac{(dy/dx)^3}{d^2y/dx^2} = 2(b_1 + 2b_2 + 3b_3 + 4b_4)^2 \quad (3)$$

これより

$$b_1 + 2b_2 + 3b_3 + 4b_4 = (1/\sqrt{2}) \cdot r_1^{1/2} \quad (4)$$

$$b_1 - 2b_2 + 3b_3 - 4b_4 = (1/\sqrt{2}) \cdot r_2^{1/2} \quad (5)$$

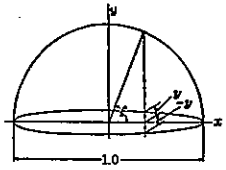
また次の条件が成り立つ。

$$(i) \quad \xi = \xi_m \text{ において } dy/dx = 0 \text{ より}$$

$$b_1 \cos \xi_m + 2b_2 \cos 2\xi_m + 3b_3 \cos 3\xi_m$$

* 昭和55年2月21日、日本航空宇宙学会中部支部定例談話会(第149回)にて講演。昭和57年2月12日原稿受理 A Comment on TH Airfoils

** トヨタ自動車工業(株) TATSUO HASEGAWA



第1図 翼型の表示法

+4b4 cos 4ξm = 0 (6)

(ii) ξ = ξm において y = e/2 より

b1 sin ξm + b2 sin 2ξm + b3 sin 3ξm

+ b4 sin 4ξm = e/2 (7)

上記4条件(4)~(7)によって, b1~b4 が求められ, あたえられた ξm に対して次のような形で表わすことができる.

bn = Ccn * e + Cln * r1^1/2 + Cln * r1^1/2, n=1~4 (8)

係数 Ccn, Cln, Cln は ξm のみの関数であって他のいかなる翼型の性質にも無関係である. なお前後逆転させることにより実際の手間は半分ですむ. かくして翼型は,

y = e * Σ Ccn sin nξ + r1^1/2 * Σ Cln sin nξ

+ r1^1/2 * Σ Cln sin nξ (9)

と表わされ, この係数が第1~3表に与えられる. 以下守屋教授の方法により迎角αにおいて揚力係数

CL = 2π(1 + √2 * r1^1/2) * sin α (10)

(dCL/dα)α=0 = 2π(1 + √2 * r1^1/2) (11)

途中の計算を省略して, ポテンシャル流における翼表面の速度分布は,

v/V = [cos α {(1/2) sin ξ + Σ nb_n sin nξ}

+ sin α {(1/2)(1 - cos ξ) - Σ nb_n cos nξ

+ Σ nb_n}]

√{(1/4) sin^2 ξ + (Σ nb_n cos nξ)^2} (12)

ここで V, v は一般流速および局部流速である. 迎角αが0のときは

v/V = [(1/2) sin ξ + e Σ nCcn sin nξ

+ r1^1/2 Σ nCln sin nξ

+ r1^1/2 Σ nCln sin nξ] / [(1/4) sin^2 ξ

+ {e Σ nCcn cos nξ + r1^1/2 Σ nCln cos nξ

+ r1^1/2 Σ nCln cos nξ}^2]^1/2 (13)

第1表 Σ Ccn sin nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for C1, C2, C3, C4 coefficients.

第2表 Σ Cln sin nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for C1, C2, C3, C4 coefficients.

第3表 Σ Cln sin nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for C1, C2, C3, C4 coefficients.

v/V = (1/2) sin ξ + Kc1 * e + Kc2 * r1^1/2 + Kc3 * r1^1/2 / √{(1/4) sin^2 ξ + (Kc1 * e + Kc2 * r1^1/2 + Kc3 * r1^1/2)^2} (14)

で表わすと, Kc1~Kc3 の6係数は ξm, ξ のみの関数であるから, それぞれの ξm, ξ に対して一度計算して数表にしておけば翼型設計の際常時活用できる. これが第4~9表に示される. 以上の結果により ξm, e, r1^1/2, r1^1/2 の4パラメータを任意に変え, その影響を確かめながら翼型の選択設計をすることが容易にできる. 迎角αがある場合も同様である.

3. TH翼の計算法 その2. 矢高の場合

矢高の表示法として第1図の x, y 軸を

x = (1/2) cos ξ (代数式ではない) (15)

と書き, 別に弦長を1として次の記号を設ける. f: 最大矢高

第4表 Kc1 = Σ nCcn sin nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for Kc1, Kc2, Kc3, Kc4 coefficients.

第5表 Kc2 = Σ nCcn cos nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for Kc1, Kc2, Kc3, Kc4 coefficients.

第6表 Kc3 = Σ nCln sin nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for Kc1, Kc2, Kc3, Kc4 coefficients.

第7表 Kc4 = Σ nCln cos nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for Kc1, Kc2, Kc3, Kc4 coefficients.

第8表 Kc5 = Σ nCln sin nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for Kc1, Kc2, Kc3, Kc4 coefficients.

第9表 Kc6 = Σ nCln cos nξ

Table with columns ξm (0 to 180) and rows for Kc1, Kc2, Kc3, Kc4 coefficients.

ξm: 最大矢高位置における ξ
θ1: 前縁における矢高の傾斜
θ2: 後縁における矢高の傾斜
係数 a0~a5 は次の条件によって求められる.

- (i) ξ=0 のとき y=0
(ii) ξ=π のとき y=0
(iii) ξ=0 のとき dy/dx=tan θ1
(iv) ξ=π のとき dy/dx=tan θ2
(v) ξ=ξm のとき dy/dx=0
(vi) ξ=ξm のとき y=f

an = tan θ1 * Kn1 + tan θ2 * Kn2 + f * Kn3, n=0~5 (16)

と書くことができ, これより

y(ξ) = tan θ1 * X(ξ) + tan θ2 * Y(ξ) + f * Z(ξ) (17)

Σ na_n sin nξ = tan θ1 * U(ξ) + tan θ2 * V(ξ) + f * W(ξ) (18)

Σ na_n cos nξ = tan θ1 * L(ξ) + tan θ2 * M(ξ) + f * N(ξ) (19)

Σ na_n = tan θ1 * A + tan θ2 * B + f * C (20)

と表わすと, ポテンシャル流における速度分布は次式のようなになる.

v/V = [sin α {-1/2 + (1/2) cos ξ - (tan θ1 * U(ξ) + tan θ2 * V(ξ) + f * W(ξ))}

+ cos α {-1/2) sin ξ - (tan θ1 * L(ξ) + tan θ2 * M(ξ) + f * N(ξ))}

+ (tan θ1 * A + tan θ2 * B + f * C)] / [(1/4) sin^2 ξ + (tan θ1 * U(ξ) + tan θ2 * V(ξ) + f * W(ξ))^2]^1/2 (21)

また迎角が0の場合は α=0 と置いて

v/V = [-{(1/2) sin ξ - (tan θ1 * L(ξ) + tan θ2 * M(ξ) + f * N(ξ))} + (tan θ1 * A + tan θ2 * B + f * C)]

第10表 X(ξ), Y(η), Z(ζ) (その1)

Table with 7 columns: M, X%, X(ξ), Y(η), Z(ζ), X(η), Y(ξ), Z(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第12表 X(ξ), Y(η), Z(ζ) (その3)

Table with 7 columns: M, X%, X(ξ), Y(η), Z(ζ), X(η), Y(ξ), Z(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第14表 X(ξ), Y(η), Z(ζ) (その5)

Table with 4 columns: M, X%, X(ξ), Y(η), Z(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第16表 U(ξ), V(η), W(ζ) (その2)

Table with 7 columns: M, X%, U(ξ), V(η), W(ζ), U(η), V(ξ), W(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第11表 X(ξ), Y(η), Z(ζ) (その2)

Table with 7 columns: M, X%, X(ξ), Y(η), Z(ζ), X(η), Y(ξ), Z(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第13表 X(ξ), Y(η), Z(ζ) (その4)

Table with 7 columns: M, X%, X(ξ), Y(η), Z(ζ), X(η), Y(ξ), Z(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第15表 U(ξ), V(η), W(ζ) (その1)

Table with 7 columns: M, X%, U(ξ), V(η), W(ζ), U(η), V(ξ), W(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第17表 U(ξ), V(η), W(ζ) (その3)

Table with 7 columns: M, X%, U(ξ), V(η), W(ζ), U(η), V(ξ), W(ζ). Rows range from M=10000 to 000.

第18表 U(ε), V(ε), W(ε) (その4)

Table with columns M, X%, U(ε), V(ε), W(ε) for 3.5% and 3.0% airfoils.

第20表 L(ε), M(ε), N(ε) (その1)

Table with columns M, X%, L(ε), M(ε), N(ε) for 2.5% and 3.0% airfoils.

第22表 L(ε), M(ε), N(ε) (その3)

Table with columns M, X%, L(ε), M(ε), N(ε) for 4.5% and 5.0% airfoils.

第24表 L(ε), M(ε), N(ε) (その5)

Table with columns M, X%, L(ε), M(ε), N(ε) for 7.0% airfoil.

第19表 U(ε), V(ε), W(ε) (その5)

Table with columns M, X%, U(ε), V(ε), W(ε) for 2.5% airfoil.

第21表 L(ε), M(ε), N(ε) (その2)

Table with columns M, X%, L(ε), M(ε), N(ε) for 3.5% and 4.0% airfoils.

第23表 L(ε), M(ε), N(ε) (その4)

Table with columns M, X%, L(ε), M(ε), N(ε) for 5.5% and 6.0% airfoils.

第25表 A, B, C

Table with columns M%, A, B, C for various airfoil thicknesses.

第26表 谷教授の方法による TH0-7,505(10%), TH643-7,504s(14%, 2%)の層流剥離点

Table showing flow separation points for TH0-7,505(10%) and TH643-7,504s(14%, 2%) airfoils.

$$\sqrt{[(1/4) \sin^2 \xi + (\tan \theta_1 \cdot U(\xi) + \tan \theta_2 \cdot V(\xi) + f \cdot W(\xi))^2]^{1/2}} \quad (22)$$

となる。X(ξ), Y(ξ), Z(ξ); U(ξ), V(ξ), W(ξ); L(ξ), M(ξ), N(ξ); A, B, C は ξ, ξ_M のみの関数であって対称翼の場合と同様に一度計算して数表にしておけば常時使用できる。これらが第10~25表に示される。

なお、翼厚と矢高のある一般翼型の流速分布を求めたい場合には、上記の対称翼、矢高の項で求められた

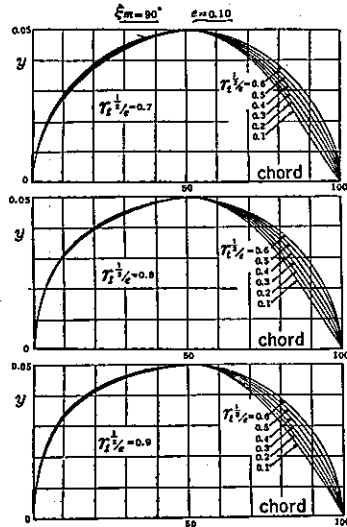
数表を用いて同様の計算を行えばよい。

4. 計算, 実験, 実用化の一例

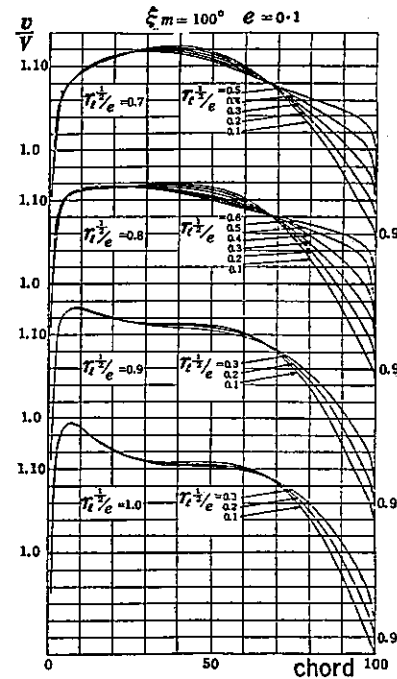
4.1 TH翼の表示法 (*後になって変更された。Tatsuo HASEGAWA または TACHIKAWA Hikoki の頭文字がとられた)

TH ABC-DEFG

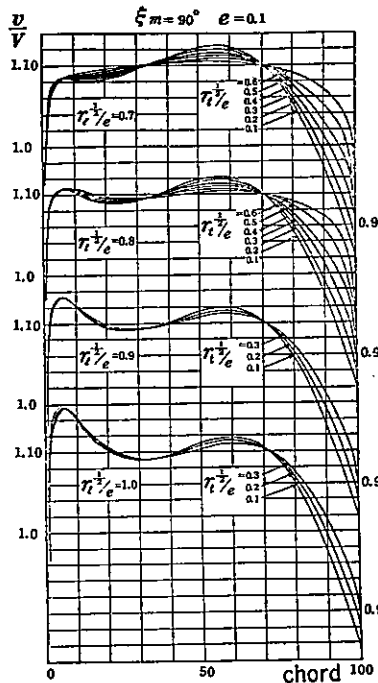
- A: tan θ₁/f; 前縁における傾斜係数
- B: 最大矢高位置 x*; 0.4 のとき 4 とする
- C: tan θ₂/f; 後縁における傾斜係数



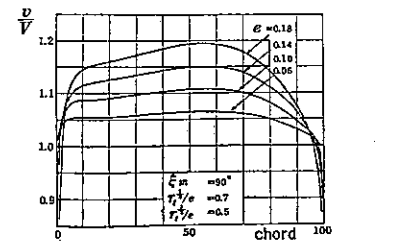
第2図 種々のパラメータを変えた場合の翼型



第4図 r₁, r₂ による速度分布の変化 (ξ_m=100°, e=0.10)



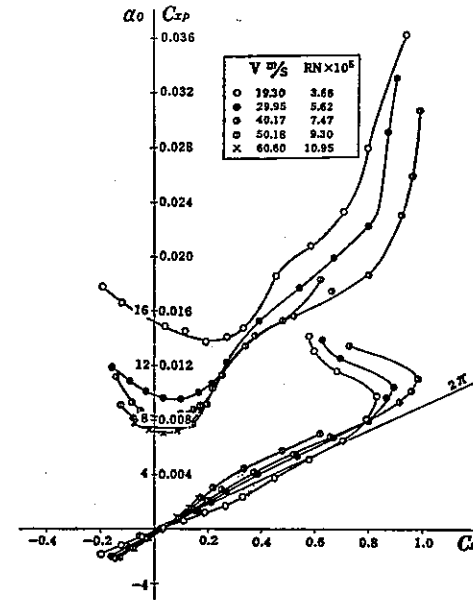
第3図 r₁, r₂ による速度分布の変化 (ξ_m=90°, e=0.10)



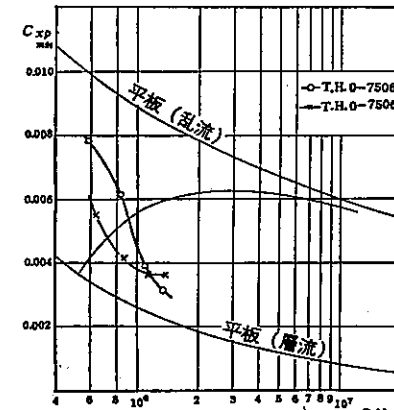
第5図 翼厚による速度分布の変化



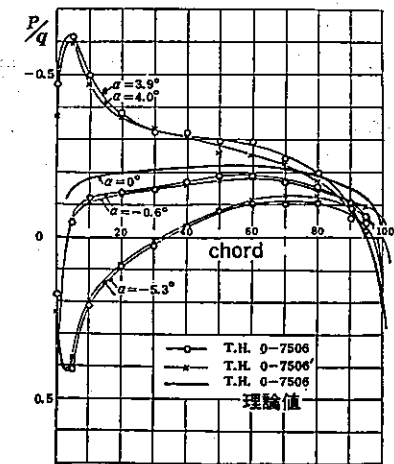
第6図 TH 0-7506 および TH 0-7506'



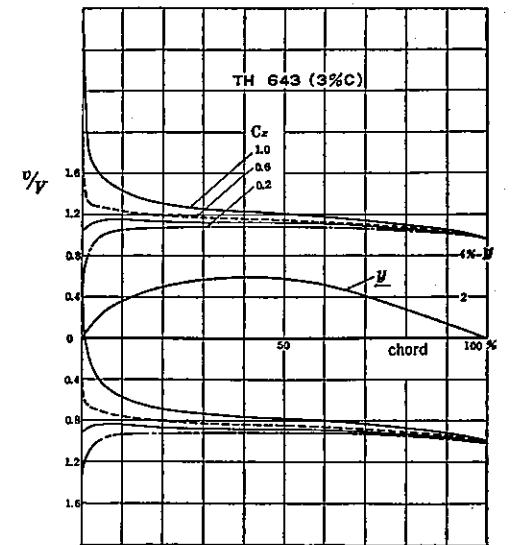
第7図 TH 0-7505 の二次元的性質



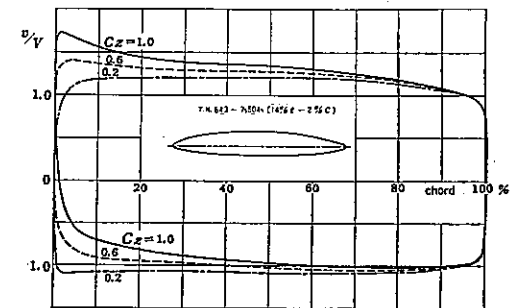
第8図 TH 0-7506 および TH 0-7506' のレイノルズ数による変化



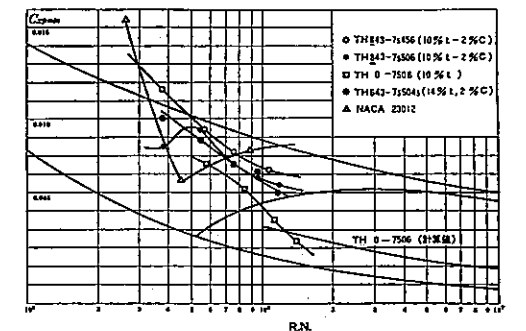
第9図 TH 0-7506 および TH 0-7506' の圧力分布試験結果



第10図 矢高 TH 643 (3% c) とその速度分布 (理想迎角における v/v)



第11図 TH 643-7504 (14% t, 2% c) とその速度分布



第12図 種々の翼型の C_{xpm10} とレイノルズ数との関係

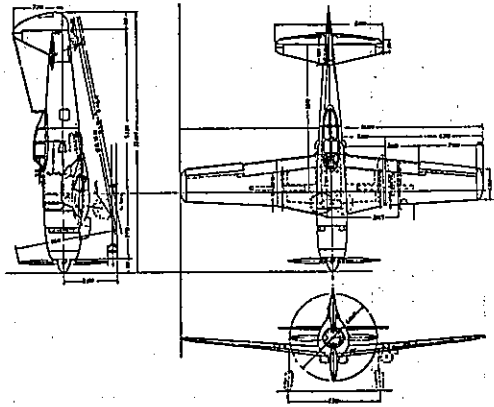
- D: r₁^{1/2}/e; 0.7 のとき 7 とする
- EF: 最大翼厚位置 x*; 0.45 なら 45 とする
- G: r₁^{1/2}/e; 0.6 のとき 6 とする
- 最大矢高, 最大翼厚は別に表わす

4.2 計算および実験結果 対称翼においてパラメータを変えた場合の翼型の変化例が第2図に、それらの速度分布が第3~5図に示される。TH 0-7506 および TH 0-7506' の圧力分布試験結果

よび試みに後縁にとんがりをつけ加えたものが第6図に、風洞実験の結果が第7~9図に示される。矢高のみについての計算例が第10図に(細線)、実験の翼型例が第11図に、いろいろの翼型の $C_{xp, min}$ とレイノルズ数の関係が第12図に示される。さらに層流はく離点を谷教授の方法⁵⁾で計算した結果が第26表に示される。

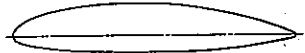
4.3 飛行実験について 初めに2~3種の翼について、モナカ型をした翼幅約1mの翼モデルを作製し、圧力分布、遷移点等を測定した。次にキ-27・97戦固定脚の主翼を全部木製で作り(木製翼開発という目的もあった)陸航研の援助の下に飛行実験を行った。しかしながら戦況が緊迫してきたためそれどころではなくなり、いまとなっては資料が残っていない。残念ながら結果についても記憶がない。

4.4 実用化: キ-94への適用 キ-94は陸軍の試作高々度戦闘機で、私は27歳で主任技師となった。これは終戦当時としては最も高性能のエンジンであるハ-44や最大容量の排気タービン・ル-204を搭載していた。層流翼の特性を十分に生かすために翼構造に配

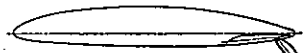


第13図 キ-94の三面図

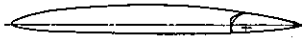
中央断面 TH 643-844
最大翼厚: 17.0% 最大矢高: 2.8%



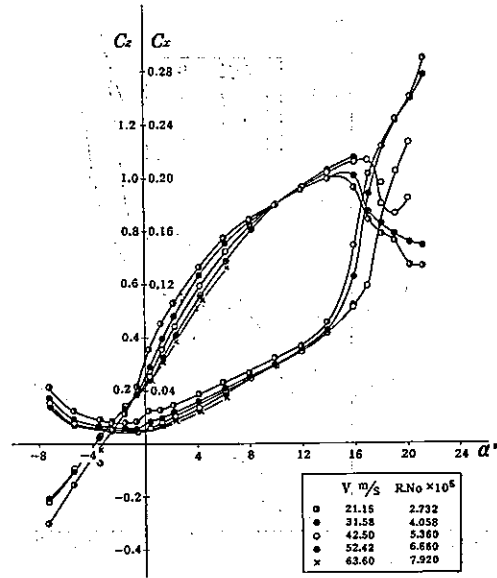
内外翼根断面 TH 643-75045
最大翼厚: 14.0% 最大矢高: 2.8%



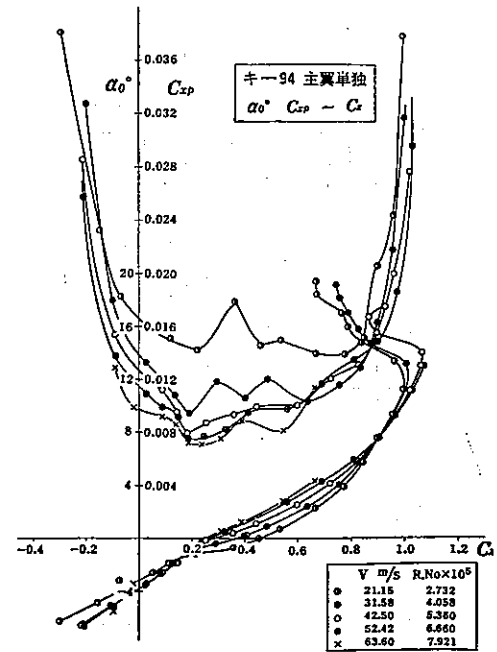
低空翼根断面 TH 643-7505
最大翼厚: 10.0% 最大矢高: 2.0%



第14図 キ-94に使用した翼断面



第15図 キ-94主翼単独特性(その1)



第16図 キ-94の主翼単独特性(その2)

慮がなされた。たとえば主けた(外翼では30%弦長部)より前方には縦通材がなく、十分な Fowler Flap を設けた等である。キ-94の三面図が第13図に、使用翼断面が第14図に示される。主翼単独の風洞実験結果が第15図および第16図に示される。 C_{xp} の最適範囲が二次元翼に比べて広がっているが、これは主翼のねじれ角等いろいろの理由によると思われる。

5. 要 約

1) 流体に粘性が存在する風洞実験においては、揚力傾斜は複雑な様相を示すが詳しくはわかっていないため検討が必要である。 C_x の小さい最適迎角の範囲がいささか狭いが、この傾向は層流翼の避けえない宿命である。

2) すでに述べたような翼型設計法の結果、パラメーターを連続的に変えることによって数多くの翼型が得られるので、航空機設計における構造・飛行条件に適した最善のものを選択設計することが可能であり容易になる。

3) 翼厚および矢高にそれぞれ四つのパラメーターを導入したが、計算をした経験によると四つでまず十分である。これに反し代数式を導入した場合意味が多少違うが、 $n=7$ 程度が必要であると故守屋教授は述べている。

4) 翼断面の後半が厚目にできているため、実際の航空機設計において、効率的な主けたの設計や下げ翼の設計等有利である。

5) 対称翼の部分は既発表³⁾のものであるが、矢高をもつ翼型の部分は未発表のものである。

6) 現代の航空機技術において本計算法ないしは計算結果としての TH 翼型が利用されるかどうか、著者自身航空機から離れてしまったのでよくわからない。半分 YES, 半分 NO という感じをもっている。翼型そのものはほとんど問題ないが、後縁近傍(95%から後の曲線部)については皆様のご判断におまかせする。ただ一群の計算をしておいて、後縁半径付近を後に修正することはきわめて容易であることを強調しておきたい。

7) Super Critical 翼との関係については、翼表面の曲率半径等において似かよった点がある。

参考文献

- 1) THEODORSEN, T. and GARRICK, I. E.: General Potential Theory Arbitrary Wing Sections, N. A. C. A. TR, No. 452(1933).
- 2) 守屋富次郎: 任意の翼型の特性を求める一方式, 日本航空学会誌, 第5巻, 第33号(1938.1).
- 3) 長谷川龍雄: 後縁半径を有する翼型について, 日本航空学会誌, 第9巻, 第83号(1942.3).
- 4) WITCOMB, R. T.: Review of NASA Supercritical Airfoils, ICAS Paper, No. 74-10(1974).
- 5) 谷 一郎: 層流はく離の簡単計算法について, 航研イ報, 第199号(1941.3).