

1 : 28

1 2 3 4 5 6 7 8 9 10

国立公文書館	
分類	(返) (赤)
配架番号	3 A
	14
	66-7

めぐれず

66-7

No. 1

20-1-10

(23) Research on the supersonic flow.

国立公文書館	
分類	
記架番号	
66-7	

(b) On airfoil-section having the critical thickness suitable for supersonic speed.

By Masao Yamamoto

(23) 限界翼厚を有する超音速用翼型

(超音速用翼型の研究、第2報)

研究官 山内正男

Air Documents Division, T-2
AMC, Wright Field
Microfilm No.
R 1/P3 F 1765

緒 指

超音速用翼型の中で最大揚抗比の値が最大な翼型は第一近似的に菱形翼である事は分一報に示して廻りてあるが、マッハおがーに近い時には、菱形翼の最大翼厚の値が極めて小さく、实用上難易がある故、マッハおがーに近い場合にも揚抗比の最大値を生ずる迎角が限界迎角(翼が離陸する限界衝撃波が直線に密着の状態を得る最大の迎角)に一致し、然もこの場合に許し得る最大翼厚(限界翼厚)が实用し得る半径の厚さを有する超音速用翼型を求める目的で計算を行った結果、種々のマッハに対し二系統の翼型(M系及びN系)を得た。

1. 序 言

最大揚抗比の値が大きい菱形翼は限界翼厚が小であるに於く小さく、近似理論によるとマッハおがー 2.0 附近で初めて限界翼厚が翼弦長の 10 % 程度となり、2.0 以下のマッハおがーには、マッハおがー 1.1 附近で限界翼厚が減少する。

日

中央航空研究所

J-10

66-7
JAP/CARI/SS 23b
R.2182 F.173

Yamamoto, Masae

Report No. 2. Research on supersonic speed type wing airfoils
of suitable thickness for supersonic speed by Masae Yamamoto.
no place, Central Aerohydrodynamic Research Institute, no date Jap.
Unklass. 1lp 57pp.

ABSTRACT

Full English translation. Research on airfoil-sections having
suitable thickness for supersonic speed.

(7) (1) Airfoils (2) Aerodynamics, Supersonic (3) Wings
(4) Wings - Aerodynamics I. ATIG/Rc/52/4-17-01 II. T

Jap 10

AIR DOCUMENT INDEX (TECH)

(JAP) T-2 HQ AMG USAAF

(23) 超音速用翼型の研究 第2報

(超音速用翼型の研究 第2報)
研究官 山内正男

Air Documents Division, T-2
AMC, Wright Field, Ohio
Microfilm No.
R 21P3 F 178

緒 拙

超音速用翼型の中で最大揚抗比の値が最大翼型は
オーバー近似的で菱形翼である事はオーバー報に示した通りであるが、
マッハ数が一に近い時には、菱形翼の最大翼厚の値が極めて
小さく、實用上に難点がある故、マッハ数が一に近い場合には
揚抗比の最大値を生ずる迎角が限界迎角(翼先端に生ずる
後半衝撃波が流れ密着の状態を保ち得る最大の迎角)
に一致し、然もこの場合に許し得る最大翼厚(限界翼厚)が
實用に得る程度の厚さを有する超音速用翼型を求める目的で
計算を行った結果、極度のマッハ数に対して二系統の翼型(M系
及びN系)を得た。

1. 序言

最大揚抗比の値が大きい菱形翼は限界翼厚が小である
に於て小さく、近似理論によるとマッハ数が 2.0 にあって初めて
限界翼厚が翼弦長の 10 % 程度となり、2.0 以下のマッ
ハ数に於ては、マッハ数が 1.0 に近づくに従つて限界翼厚が減少する。

日

中央航空研究所

J-10

従つて菱形翼の性能があとへ良好であつても実用上小マツハおこ
るには使用不可能となるであら。最大揚抗比をもへる迎角
 α_{opt} は於て菱形翼の傾斜衝撃波の近く下流のマツハが
丁度 1.1 に等しくなる場合。限界菱形翼によつてみても、マツハが
1.5 以下では最大菱形翼が 10% 以下であつて実用性はない。

最大揚抗比の値を最大にする菱形曲線をおめう場合に
は傾斜衝撃波のけの存在を除し、菱形上の各点からおこるマツハ
波の包絡線といふ衝撃波の発生する事を除く為、菱の上面
曲線は上に凸まらず、下面曲線は下に凹まらずといふ制限を
設けられ、小マツハおこるに於て限界菱形を大きくする為に、マツハの
包絡線との衝撃波の存在に因る制限を設けず、單に
傾斜衝撃波が α_{opt} に於ても先端と離化する事のみを充
視した。

マツハの包絡線との衝撃波による抗力の増加がどの
程度のものであるかは明かでないが、傾斜衝撃波が菱形から
離れて亞音速領域を含む干渉になつた場合の抗力増加比には
は小なりものと考へて之を省略し、上記の様な取扱を行つたのである。
更にマツハ波の包絡線といふ衝撃波による抗力の増加はまだ研究
を進める必要のある事は勿論である。

2. PR限界の意味

超音速域に於て菱の最大揚抗比の値が音速以下の低速
度の場合に比に遙かに小なりか、それはヨーロッパに於ける
一般機に対する菱下面曲線が常に於ける値とが一連の限界
度を超えると、菱形線と直角にみた傾斜衝撃波がおこる
點になると、抗力が小迎角に於ても大きくなるのが一つの原
因であつて、若し傾斜衝撃波が直線に直角の状態を保つ得る程
に、迎角の増加と共に揚抗比が増加して更に大なる最大揚抗比
を示す事も可能である。故に少なくとも最大揚抗比をもへる迎角近

傾斜角が最も高い状態を保つときは、

（2）傾斜角が最高から丁度戻れやうとする直角を限界
直角 α_c と称し、傾斜角が最高のときに限界直角 $\alpha_c > \alpha_{opt}$ となる場合を、
直角比を取る直角を α_{opt} とすれば、 $\alpha_c > \alpha_{opt}$ の事である。
この時は、直角の傾斜角の大きさに一定の制限を設ける必要がある。
特に菱形翼の直角の傾斜角を定めると最大翼面積
が得られる直角型に対する最大翼面積。大いに制限される。又
菱形翼の直角の傾斜角を一定の直角型とし、直角の傾斜角の
大きさに制限を設ける、最大翼面積に対する直角が決まる事である。
（2）丁度 $\alpha_c = \alpha_{opt}$ を満足する直角を最大翼面積
を称する事である。

限界翼面積の大きさは、直角の傾斜角によつて支配されるので、
 $\alpha_c = \alpha_{opt}$ が満足されることは、直角の直角の偏角 θ が
 $\theta = \alpha_{opt}$ の時に丁度限界角度 θ_c となる事である。直角
曲線が直角と直角を β とすれば、 $\theta = \alpha + \beta$ である。
 $\alpha_c = \alpha_{opt}$ の時に、

$$\theta_c = \alpha_c + \beta' \quad (1)$$

此處の β' は直角に対する直角の傾斜角である。 θ_c はマッカム
よつてきめた量であるから、一つのマッカムに就いて β' を大きくすれば
 α_c が小さくなり、 $\alpha_c > \alpha_{opt}$ の條件を満足し得る。従
つて直角一つのマッカムにおける β' の値に制限を設けて $\alpha_c > \alpha_{opt}$
を満足せし事が必要で、従つて実験的に最大翼面積の値を制
限を要する事である。TR角翼面積と直角の制限。中で $\alpha_c = \alpha_{opt}$
を満足せし事が最大翼面積。事である。

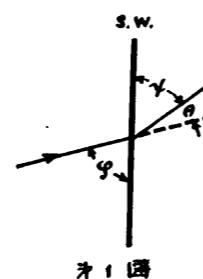
3. TR界偏角 θ_c

前節に於て θ_c は直角マッカムの直角であると述べたが、本節
に於て之を具体的に示す。

日

中央航空研究所

一般流体衝撃波面は半角を入射し、衝撃波を通過した後
波面は半角を角度をもつて去るものとするが、衝撃波を通過
するとき生ずる屈折角即ち偏角 θ は $\theta = \varphi - 4^\circ$ である。



第1図

衝撃波の上流のマッハ数を M_1 、下流の値を
 M_2 とすれば、 $\sin \varphi = \sqrt{M_1}$ のまゝ衝撃
波は單なる音速波である。 $\varphi = 4^\circ$ 、 $M_2 = M_1$
であるが、 φ がより大きくなると、 $4^\circ < \theta$
が増大し、 M_2 は減少する。 $\varphi = \varphi_s$ で
すなはち $M_2 = 1$ となる。 φ を更に大きくなると
衝撃波の下流の速度は音速以下となる。 φ が
 φ_s の僅か大きい $\varphi = \varphi_m$ で日は極大値 θ_m となる。2. 場合
は当該衝撃波の下流の流速は零音速である。 $\varphi_s < \varphi_m$ で一様
流のまゝおとの關係は次の式で表へらる。

$$\sin^2 \varphi_s = \frac{1}{\kappa M_1^2} \left[\frac{\kappa+1}{4} M_1^2 - \frac{3-\kappa}{4} + \sqrt{(\kappa+1) \left(\frac{9+\kappa}{16} - \frac{3-\kappa}{8} M_1^2 + \frac{\kappa+1}{16} M_1^4 \right)} \right] \quad (2)$$

$$\sin^2 \varphi_m = \frac{1}{\kappa M_1^2} \left[\frac{\kappa+1}{4} M_1^2 - 1 + \sqrt{(\kappa+1) \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_1^2 + \frac{\kappa+1}{16} M_1^4 \right)} \right] \quad (3)$$

又 θ と φ の間には次の関係がある。

$$\sqrt{\tan \theta} = \left[\frac{\kappa+1}{2} \cdot \frac{1}{\sin^2 \varphi - \sqrt{M_1^2}} - 1 \right] \tan \varphi \quad (4)$$

(2), (3) 式の φ_s , φ_m の値を (4) 式にて θ_s と θ_m が計算
される。限界偏角とは θ_s と θ_m と θ_c と θ_d と θ_e と θ_f と θ_g と θ_h と θ_i と θ_j と θ_k と θ_l と θ_m と θ_n と θ_o と θ_p と θ_q と θ_r と θ_s と θ_t と θ_u と θ_v と θ_w と θ_x と θ_y と θ_z と θ_{10} と θ_{11} と θ_{12} と θ_{13} と θ_{14} と θ_{15} と θ_{16} と θ_{17} と θ_{18} と θ_{19} と θ_{20} と θ_{21} と θ_{22} と θ_{23} と θ_{24} と θ_{25} と θ_{26} と θ_{27} と θ_{28} と θ_{29} と θ_{30} と θ_{31} と θ_{32} と θ_{33} と θ_{34} と θ_{35} と θ_{36} と θ_{37} と θ_{38} と θ_{39} と θ_{40} と θ_{41} と θ_{42} と θ_{43} と θ_{44} と θ_{45} と θ_{46} と θ_{47} と θ_{48} と θ_{49} と θ_{50} と θ_{51} と θ_{52} と θ_{53} と θ_{54} と θ_{55} と θ_{56} と θ_{57} と θ_{58} と θ_{59} と θ_{60} と θ_{61} と θ_{62} と θ_{63} と θ_{64} と θ_{65} と θ_{66} と θ_{67} と θ_{68} と θ_{69} と θ_{70} と θ_{71} と θ_{72} と θ_{73} と θ_{74} と θ_{75} と θ_{76} と θ_{77} と θ_{78} と θ_{79} と θ_{80} と θ_{81} と θ_{82} と θ_{83} と θ_{84} と θ_{85} と θ_{86} と θ_{87} と θ_{88} と θ_{89} と θ_{90} と θ_{91} と θ_{92} と θ_{93} と θ_{94} と θ_{95} と θ_{96} と θ_{97} と θ_{98} と θ_{99} と θ_{100} と θ_{101} と θ_{102} と θ_{103} と θ_{104} と θ_{105} と θ_{106} と θ_{107} と θ_{108} と θ_{109} と θ_{110} と θ_{111} と θ_{112} と θ_{113} と θ_{114} と θ_{115} と θ_{116} と θ_{117} と θ_{118} と θ_{119} と θ_{120} と θ_{121} と θ_{122} と θ_{123} と θ_{124} と θ_{125} と θ_{126} と θ_{127} と θ_{128} と θ_{129} と θ_{130} と θ_{131} と θ_{132} と θ_{133} と θ_{134} と θ_{135} と θ_{136} と θ_{137} と θ_{138} と θ_{139} と θ_{140} と θ_{141} と θ_{142} と θ_{143} と θ_{144} と θ_{145} と θ_{146} と θ_{147} と θ_{148} と θ_{149} と θ_{150} と θ_{151} と θ_{152} と θ_{153} と θ_{154} と θ_{155} と θ_{156} と θ_{157} と θ_{158} と θ_{159} と θ_{160} と θ_{161} と θ_{162} と θ_{163} と θ_{164} と θ_{165} と θ_{166} と θ_{167} と θ_{168} と θ_{169} と θ_{170} と θ_{171} と θ_{172} と θ_{173} と θ_{174} と θ_{175} と θ_{176} と θ_{177} と θ_{178} と θ_{179} と θ_{180} と θ_{181} と θ_{182} と θ_{183} と θ_{184} と θ_{185} と θ_{186} と θ_{187} と θ_{188} と θ_{189} と θ_{190} と θ_{191} と θ_{192} と θ_{193} と θ_{194} と θ_{195} と θ_{196} と θ_{197} と θ_{198} と θ_{199} と θ_{200} と θ_{201} と θ_{202} と θ_{203} と θ_{204} と θ_{205} と θ_{206} と θ_{207} と θ_{208} と θ_{209} と θ_{210} と θ_{211} と θ_{212} と θ_{213} と θ_{214} と θ_{215} と θ_{216} と θ_{217} と θ_{218} と θ_{219} と θ_{220} と θ_{221} と θ_{222} と θ_{223} と θ_{224} と θ_{225} と θ_{226} と θ_{227} と θ_{228} と θ_{229} と θ_{230} と θ_{231} と θ_{232} と θ_{233} と θ_{234} と θ_{235} と θ_{236} と θ_{237} と θ_{238} と θ_{239} と θ_{240} と θ_{241} と θ_{242} と θ_{243} と θ_{244} と θ_{245} と θ_{246} と θ_{247} と θ_{248} と θ_{249} と θ_{250} と θ_{251} と θ_{252} と θ_{253} と θ_{254} と θ_{255} と θ_{256} と θ_{257} と θ_{258} と θ_{259} と θ_{260} と θ_{261} と θ_{262} と θ_{263} と θ_{264} と θ_{265} と θ_{266} と θ_{267} と θ_{268} と θ_{269} と θ_{270} と θ_{271} と θ_{272} と θ_{273} と θ_{274} と θ_{275} と θ_{276} と θ_{277} と θ_{278} と θ_{279} と θ_{280} と θ_{281} と θ_{282} と θ_{283} と θ_{284} と θ_{285} と θ_{286} と θ_{287} と θ_{288} と θ_{289} と θ_{290} と θ_{291} と θ_{292} と θ_{293} と θ_{294} と θ_{295} と θ_{296} と θ_{297} と θ_{298} と θ_{299} と θ_{300} と θ_{301} と θ_{302} と θ_{303} と θ_{304} と θ_{305} と θ_{306} と θ_{307} と θ_{308} と θ_{309} と θ_{310} と θ_{311} と θ_{312} と θ_{313} と θ_{314} と θ_{315} と θ_{316} と θ_{317} と θ_{318} と θ_{319} と θ_{320} と θ_{321} と θ_{322} と θ_{323} と θ_{324} と θ_{325} と θ_{326} と θ_{327} と θ_{328} と θ_{329} と θ_{330} と θ_{331} と θ_{332} と θ_{333} と θ_{334} と θ_{335} と θ_{336} と θ_{337} と θ_{338} と θ_{339} と θ_{340} と θ_{341} と θ_{342} と θ_{343} と θ_{344} と θ_{345} と θ_{346} と θ_{347} と θ_{348} と θ_{349} と θ_{350} と θ_{351} と θ_{352} と θ_{353} と θ_{354} と θ_{355} と θ_{356} と θ_{357} と θ_{358} と θ_{359} と θ_{360} と θ_{361} と θ_{362} と θ_{363} と θ_{364} と θ_{365} と θ_{366} と θ_{367} と θ_{368} と θ_{369} と θ_{370} と θ_{371} と θ_{372} と θ_{373} と θ_{374} と θ_{375} と θ_{376} と θ_{377} と θ_{378} と θ_{379} と θ_{380} と θ_{381} と θ_{382} と θ_{383} と θ_{384} と θ_{385} と θ_{386} と θ_{387} と θ_{388} と θ_{389} と θ_{390} と θ_{391} と θ_{392} と θ_{393} と θ_{394} と θ_{395} と θ_{396} と θ_{397} と θ_{398} と θ_{399} と θ_{400} と θ_{401} と θ_{402} と θ_{403} と θ_{404} と θ_{405} と θ_{406} と θ_{407} と θ_{408} と θ_{409} と θ_{410} と θ_{411} と θ_{412} と θ_{413} と θ_{414} と θ_{415} と θ_{416} と θ_{417} と θ_{418} と θ_{419} と θ_{420} と θ_{421} と θ_{422} と θ_{423} と θ_{424} と θ_{425} と θ_{426} と θ_{427} と θ_{428} と θ_{429} と θ_{430} と θ_{431} と θ_{432} と θ_{433} と θ_{434} と θ_{435} と θ_{436} と θ_{437} と θ_{438} と θ_{439} と θ_{440} と θ_{441} と θ_{442} と θ_{443} と θ_{444} と θ_{445} と θ_{446} と θ_{447} と θ_{448} と θ_{449} と θ_{450} と θ_{451} と θ_{452} と θ_{453} と θ_{454} と θ_{455} と θ_{456} と θ_{457} と θ_{458} と θ_{459} と θ_{460} と θ_{461} と θ_{462} と θ_{463} と θ_{464} と θ_{465} と θ_{466} と θ_{467} と θ_{468} と θ_{469} と θ_{470} と θ_{471} と θ_{472} と θ_{473} と θ_{474} と θ_{475} と θ_{476} と θ_{477} と θ_{478} と θ_{479} と θ_{480} と θ_{481} と θ_{482} と θ_{483} と θ_{484} と θ_{485} と θ_{486} と θ_{487} と θ_{488} と θ_{489} と θ_{490} と θ_{491} と θ_{492} と θ_{493} と θ_{494} と θ_{495} と θ_{496} と θ_{497} と θ_{498} と θ_{499} と θ_{500} と θ_{501} と θ_{502} と <

限界偏角としては θ_s を採用する。

翼形裏。量大車を δ_m とすると、

$$\beta' = \delta_m \quad (5)$$

$$\alpha_{opt} = \delta_m \quad (6)$$

$$\text{故に } \theta_c = \theta_s = \alpha_{opt} + \beta' = 2\delta_m$$

進む

$$\delta_m = \theta_s / 2 \quad (7)$$

一般流の M_1 における翼形裏。限界翼厚 δ_m の値を表す。 M_1 の値が 1.5 以上の場合 δ_m は 10% 以上で翼と L_2 (翼) に偏りがあるが M_1 が 1 以下では 1% 以下の δ_m が得られる。

M	δ_m	M	δ_m	備考
1.0	0	1.9	.1811	偏り無く M_1 が 1 以下では δ_m が得られる。
1.1	.0145	2.0	.1976	少し翼と L_2 (翼) に偏りがある。
1.2	.0323	2.1	.2121	偏り M_1 が 1.5 以上では δ_m が得られる。
1.3	.0544	2.2	.2252	翼形裏の性能が良い。
1.4	.0785	2.3	.2375	翼形裏の性能が良い。
1.5	.1020	2.4	.2493	翼形裏の性能が良い。
1.6	.1240	2.5	.2580	翼形裏の性能が良い。
1.7	.1452	2.6	.2665	翼形裏の性能が良い。
1.8	.1638			翼形裏の性能が良い。

第 1 表

本日は墨く事が必要なから、この際はアコス線の包絡線として生ずる衝撃波による抵抗力の増加が小さいものとして、翼の上面曲線は上に凸まらず、下面曲線は下に凹まらずといふ制限を設けず、翼に衝撃波衝撃波が α_{opt} を越えてより多く密着の状態を保つ事の叶を重視する。

翼型曲線が満足すべき條件とは、

日

中央航空研究所

i) 最大翼厚

 δ_m

ii) 最大翼厚位置

 m

iii) 前、後縁に於ける翼厚は零

iv) 翼下面の前縁に於ける傾斜角

 β_u' v) β_u' & α_{opt} との和が限界偏角に等しい

とする事とする。今翼弦をX軸とし、之に直角に y_0 軸をとり、前縁を原点、翼弦長を 1 とする。翼の上面曲線を y_0 、下面曲線を y_u とすれば、iii) の條件は

$$y_0(0) = y_u(0) = y_0(1) = y_u(1) = 0$$

又 vi) の條件は 次一近似で用いた。

$$\sqrt{\frac{1}{2} (B_0 + B_u)} + \beta_u' = \theta_c$$

$$(6) \quad B_0 = \int_0^1 p_0^2 dx \approx \int_0^1 y_0^2 dx$$

$$B_u = \int_0^1 p_u^2 dx \approx \int_0^1 y_u^2 dx$$

である。以上に 8 個の條件があるが、若し翼面曲線を代数式で表へるとすると、常数項の制約式を用ひれば $y_0(0) = y_u(0) = 0$ が満足されるとから残る條件は 16 個である。故に上面、下面の総共 16 個の条件を用いて 6 個の未知係数を完全に決定する事が出来。今 y_0, y_u を

$$\left. \begin{aligned} y_0 &= a_1 x^3 + b_1 x^2 + c_1 x \\ y_u &= a x^3 + b x^2 + c x \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

とし、i) 及び vi) の條件を用いて係数 a_1, b_1, c_1, a, b, c を決定せよ。

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{-Q \pm \sqrt{Q^2 - 4PR}}{2P} \\ f &= -\beta_u' - a \\ c &= -\beta_u' \end{aligned} \right\} \quad \left. \begin{aligned} a_1 &= f + a \\ b_1 &= g + b \\ c_1 &= \frac{\beta_u'}{m} - \frac{(3m-2)\delta_m}{m(m-1)^2} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

$$f = \frac{1-2m}{m^2(m-1)^2} \delta_m, \quad g = \frac{3m^2-1}{m^2(m-1)^2} \delta_m$$

$$P = 4/15$$

$$Q = \frac{3}{5} f + \frac{1}{5} g + \frac{2}{5} p'_u$$

$$R = \frac{4}{5} f^2 + \frac{1}{5} (g + p'_u)^2 + \frac{1}{5} p'^2_u + fg + fp'_u - 2(p_g - p'_u)^2$$

(9)式から解く結果 a は二つの値をとり得る。従つて、之等の値を用ひた二群の翼型が得られる。 a の符号の前の記号の半角字を用いた翼型を M 羽、正号を用いた翼型を N 羽と名付ける。M 羽、N 羽の翼型は成り一つであれ同じ限界角度を有するから、この一つの値を用いて M と N と表示する。例へばこの一つの値が 1.4° の場合は M₁₄、N₁₄ と表示する。翼型の名称は 5 字番号を採用し、最初の数字は最大翼厚位置、次の 2 枚の数字は翼下面の前高さにおける傾斜角、最後の 2 枚の数字は最大翼厚を示す。例へば M₁₄ 60210 とは M 羽の翼型で $\alpha_{opt} = \alpha_c$ となる場合の限界角度 (無音速流中に在る物体の周に初めて音速に達した部屋を有する一般流のマッハ数と近似する為に、傾斜衝撃波が前縁を離れた極とする限界のマッハ数を第一限界マッハ数と呼ぶ事にする) は 1.4° 、最大翼厚位置 $m = 0.60$ 、下面前縁の傾斜角 $p'_u = 0.02$ (弧度)、最大翼厚 $\delta_m = 0.10^\circ$ である事を示す。種々のマッハ数で m , p'_u , δ_m を系統的に変へ、(9)式によつて計算すれば M 羽、N 羽、翼型が系統的に得られる。

5. M 羽、N 羽翼型、空気力学的特性

M 羽、N 羽翼型の空気力学的特性を調べるためにオーバル理論を用ひると、

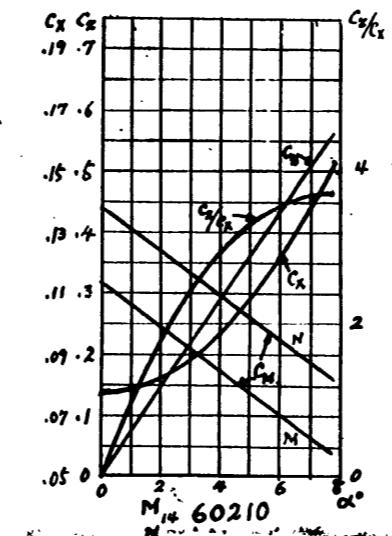
$$C_x = 2C_1 \alpha$$

$$C_x = C_1 (2\alpha^2 + B_0 + B_u)$$

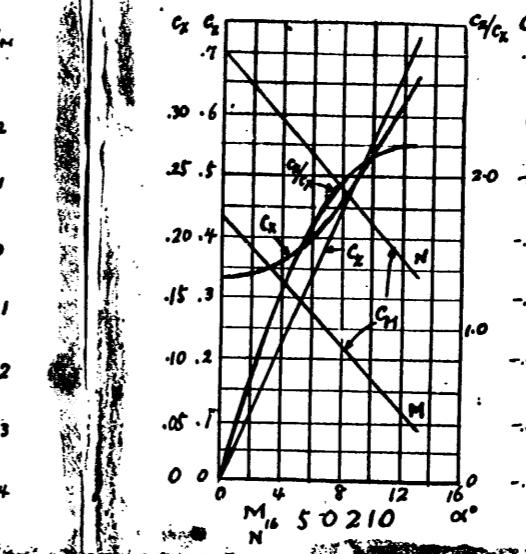
$$C_M = C_1 \left[-\alpha + \int_0^\alpha x(y'_0 + y'_u) dx \right]$$

$$\text{比例定数 } C_1 = 2 / \sqrt{M^2 - 1}$$

の計算例を第2図と第3図に示す。



第2図



第3図

以上の系統的計算の結果をまとめて、最大揚力比、最小揚力係数、零揚力モーメントに対する最大翼厚位置及び前縁傾角の影響を第4図及び第7図に示す。

最大揚力比に対しては、

i) 最大翼厚位置は各々異なる影響がある。

ii) 前縁傾角 δ' は大きい方がよい。

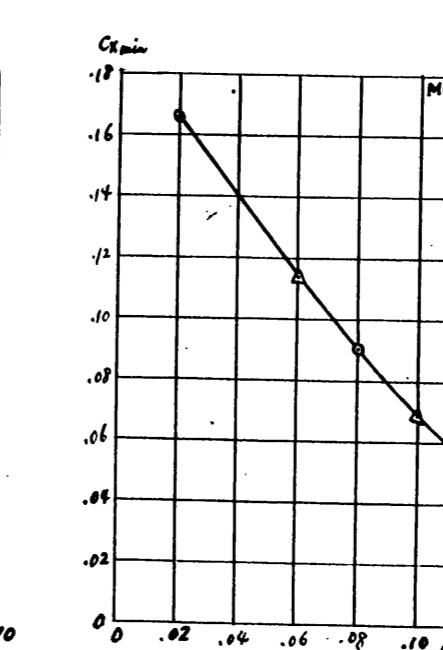
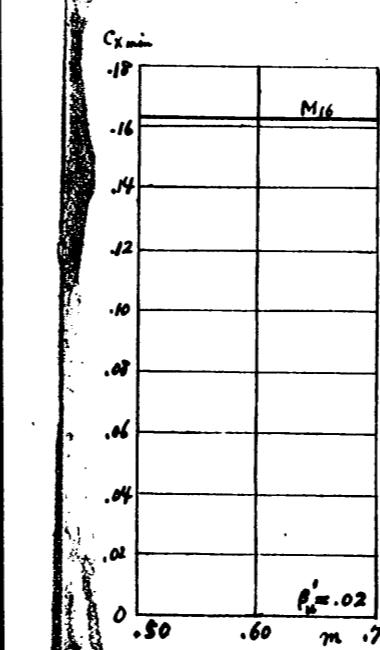
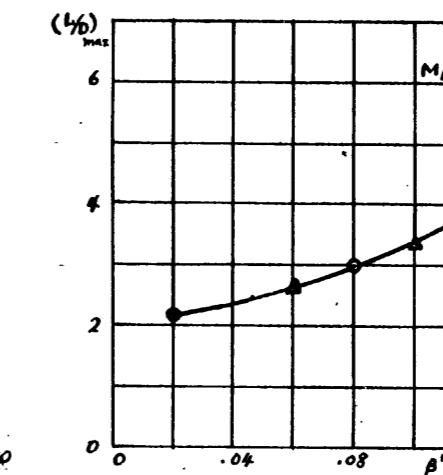
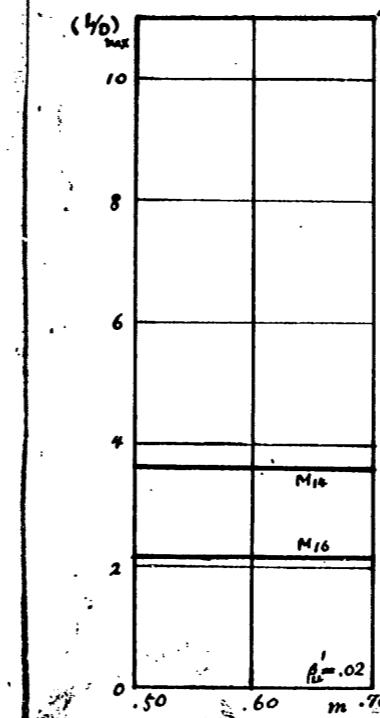
最小揚力係数に対しては、

i) 最大翼厚位置は影響がない。

ii) 前縁傾角は大きい方がよい。

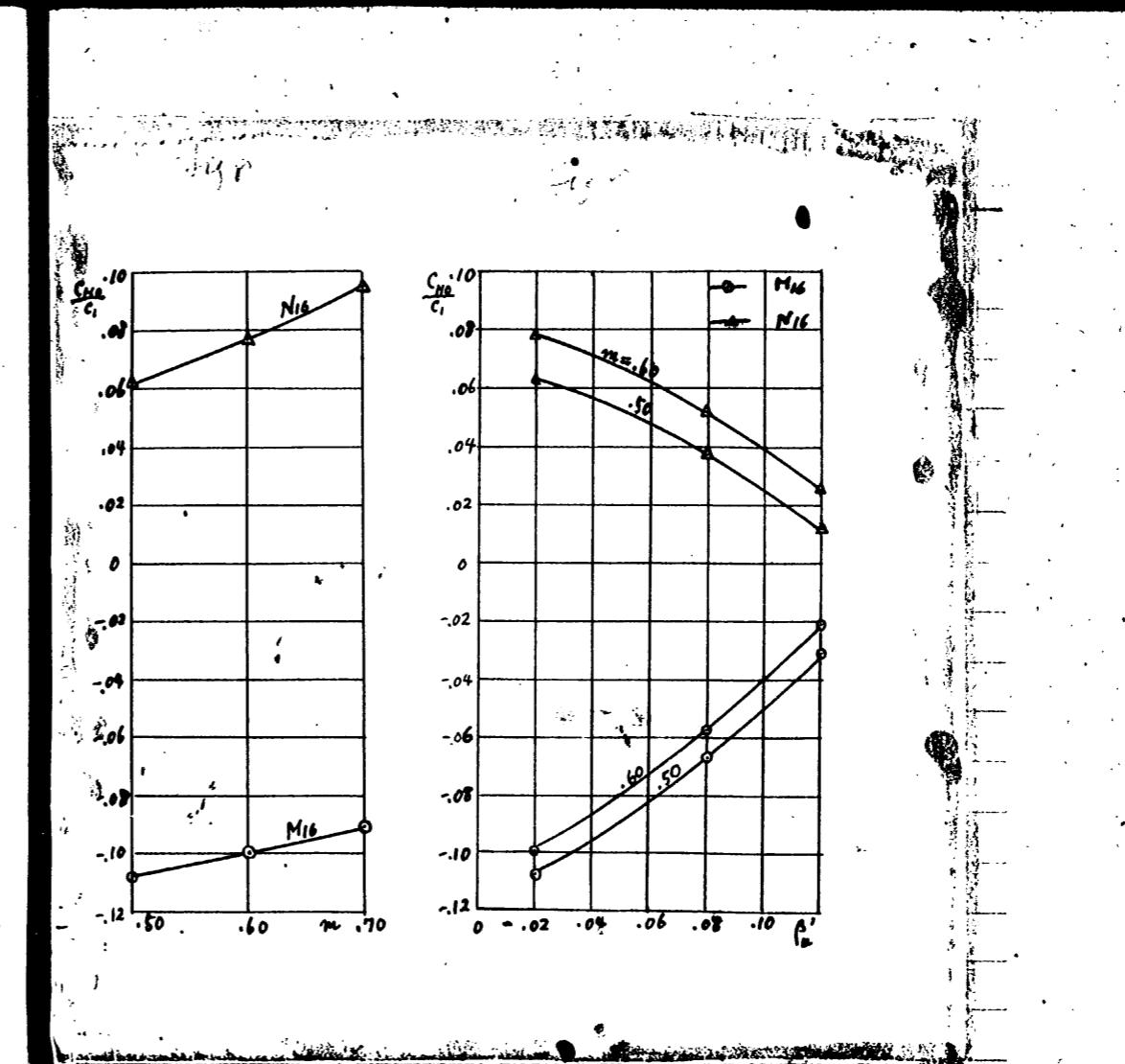
零揚力モーメントに対しては、M点とN点ではモーメントの符号が逆となる。

めぐれす



No. 9

め
ぐ
れ
ず



- i) M_{16} における最大翼厚位置の方がよく、 N_{16} はそれより。
ii) 翼縁傾角は M_{16} , N_{16} 大きな方がよい。

6. 最大翼厚に対する吟味

M_{16} , N_{16} これらの中でも場合によっては翼型を形成すべき係りの絶対値がとまつたり又は字状となつたりして用に供し得ない場合が多い。従つて小マツカルでは如何なる程度の最大翼厚が許され得るかを吟味しておく必要がある。この為に係りを手へて成る根号中の符号の変化も吟味する必要がある。

今 $A = Q^2 - 4PR$ とすれば、

B

中央航空研究所

470

の場合の計算。模型が形成され、不等式 $\Delta < M_3, N_3$
の模型が走る領域のことを。

$\frac{d\Delta}{d\mu_m}$ は負の符号を有するが、実在し得る模型の中で $\Delta=0$
の場合 μ_m は最大となる。即ち傾かず立た式が半振子有する
場合であつて、かくして得られた模型を P 系模型と称する事にする。

$\frac{d\Delta}{d\mu_m} < 0$ の周厚は、 μ_m が大きくなるに従うから比較的
大きなマッハ数における P 系模型を用ひれば比較的大きい限界速度
を持たせる事による。

