

1 2 3 4 5 6 7 8 9 10

1 : 28

国立公文書館	
分類	
	③ ④
配架番号	3 A
	14
	66-7

66-7

No. 1

(23) Research on ~~the~~ supersonic flow.

国立公文書館
分類
記架番号
66-7

(b) On airfoil-sections ^{with} ~~the~~ critical thickness suitable for supersonic speed.

By Masao Yamanouchi

(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 1183 F 1785

総 説

超音速用翼型の中で最大揚抗比の値が最大の翼型は
一近似的に菱形翼である事は一報に示した通りであるが、
マッハ数が一に近しい時には、菱形翼の最大翼厚の値が極め
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
揚抗比の最大値を生ずる迎角が限界迎角(翼前縁に生ずる
傾斜衝撃波が前縁に密着の状態を保ち得る最大の迎角)
に一致し、然るにこの場合に許し得る最大翼厚(限界翼厚)が
實用し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、種々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いなる菱形翼は限界翼厚が、小マッハ
に於て小さく、近似理論によるとマッハ数が2.0に至つて初
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、マッハ数が一に近づくに従つて限界翼厚が減少す。

日

中央航空研究所

J-10

66-17-02

裏面白紙

国分記架番号

JAP/OARI/SS 23b
R 2183 F 173
Yamanouchi, Masao
Report No. 2. Research on supersonic speed type wing airfoils
of suitable thickness for supersonic speed by Masao Yamanouchi
no place, Central Aerodynamic Research Institute, no date Jap.
Unclas. 11p graph

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. ATRG/Ra/62/4-17-01 II. T

Jap 10

AIR DOCUMENT INDEX (TECH)

(JAP) T-2 Hq AMO USAAF

(23) 超音速翼型を用いた超音速翼型
(超音速用翼型の研究, 第2報)
研究員 山内正男

Air Documents Division, T-2
AMC, Wright Field
Microfilm No.
R 2183 F 173

総 説

超音速用翼型の中で最大揚抗比の値が最大の翼型は
一近似的に菱形状である事は一報に示した通りであるが、
マッハおがーに近う時には、菱形状の最大翼厚の値が極め
小く、實用上に難点がある故、マッハおがーに近う場合にも
揚抗比の最大値を生ずる迎角が限界迎角(翼前縁に生ずる
傾斜衝撃波が前縁に密着の状態を保ち得る最大の迎角)
に一致し、然るにこの場合に許し得る最大翼厚(限界翼厚)が
實用し得る程度に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、種々のマッハお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い菱形状は限界翼厚が小マッハお
に於て小さく、近似理論によるとマッハおが 2.0 に近づくと
めだ限界翼厚が翼弦長の 10% 程度となり、2.0 以下のマッハ
おに於ては、マッハおが 1.0 に近づくに従って限界翼厚が減少する。

日

中央航空研究所

J-10

従つて翼形票の性能がたとへば良好であつても、実用上小マッハにお
 ける使用不可能となるであらう。最大揚抗比を有する迎角
 α_{opt} に於て翼前縁の傾斜衝撃波の直ぐ下流のマッハが
 丁度 1 に等しい場合の限界翼厚によつてみても、マッハが
 1.5 以下では最大翼厚が 10% 以下であつて実用範囲に在る。

最大揚抗比の他に最大に於て翼型曲線をおさめる場合には、
 傾斜衝撃波のみの存在を許し、翼面上の各点から出るマッハ
 波の包絡線としての衝撃波の発生を許さざる為、翼の上
 面曲線は上に凹ならず、下面曲線は下に凹ならずといふ制限を
 設けたが、小マッハに於て限界翼厚を大きくする為、マッハ波
 の包絡線としての衝撃波の存在に因しては制限を設けず、單
 に傾斜衝撃波が α_{opt} に於ても前縁と離れず、事のみを電
 視した。

マッハ波の包絡線として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、傾斜衝撃波が前縁から
 離れ、超音速領域を含む様になつた場合の抗力増加に比し
 は、小さいものと考えて之を省略し、上記の考え取扱を行つたのである。
 更にマッハ波の包絡線としての衝撃波による抗力の増加の詳しい研究
 を進める必要のある事は勿論である。

2. 限界翼厚の意味

超音速流に於ては翼の最大揚抗比の他に音速以下の低速
 度の場合に比して遙かに小さいが、之は或る一つのマッハにお
 ける一般流における下面曲線の前縁に於ける傾斜が一定の限界角
 度を超え、翼前縁と密着してある傾斜衝撃波が前縁から
 離れる為、抗力が小迎角に於ても大まに減つたのが一つの原
 因であつて、若し傾斜衝撃波が前縁に密着した状態を保持得る
 ば、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有する迎角迄

傾斜衝波が翼前縁に密着の状態を保っているが望ましい。

ここで、傾斜衝波が前縁から下流離れたところの迎角を限界迎角 α_c とする、傾斜衝波が前縁に密着にある際、最大揚力係数を示す迎角を α_{opt} とするが、 $\alpha_c \geq \alpha_{opt}$ が必要である。そのためには前縁の傾斜角の大きさに一定の制限を設ける必要がある。特に菱形翼の如く前縁の傾斜角を定めると最大翼厚を定めしめる標準翼型に対しては最大翼厚の大きさが制限される。又菱形翼の如く特殊な形状をいふ翼型でも前縁の傾斜角の大きさに制限を設けると、最大翼厚に対してある制限が設けられることになる。ここで下流 $\alpha_c = \alpha_{opt}$ を満足する標準翼型を限界翼型と称する。

限界翼厚の大きさは翼前縁の傾斜角によって支配されるから、 $\alpha_c = \alpha_{opt}$ が満足されるには前縁に於ける気流の偏角 θ が $\alpha = \alpha_{opt}$ の時に下流の限界角度 θ_c になる必要がある。翼面曲線が翼弦となす角度を β とすれば、 $\theta = \alpha + \beta$ であるから $\alpha_c = \alpha_{opt}$ の時には、

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

此处に β' は前縁に於ける翼面の傾斜角である。 θ_c はマッハ数によって定まる量であるから、一つのマッハ数に対して β' を大きくすれば α_c が小さくなり、 $\alpha_c \geq \alpha_{opt}$ の条件を満足し得なくなる。従ってある一つのマッハ数に対しては β' の値に制限を設けて $\alpha_c \geq \alpha_{opt}$ を満足させる必要がある、従って間接的に最大翼厚の値も制限を受けることになる。限界翼厚とはかかる制限の中で下流 $\alpha_c = \alpha_{opt}$ を満足させる標準翼厚の事である。

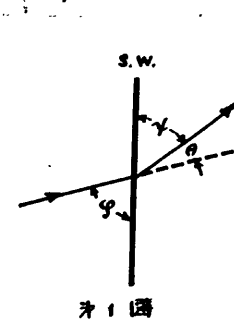
3. 限界偏角 θ_c

前節に於て θ_c は単にマッハ数の函数であると述べたが、本節に於て之を具体的に示す。

日

中央航空研究所

一般流が衝撃波面に φ の角から入射し、衝撃波を通過した後波面と ψ の角をなす流れとなるものとする。衝撃波を通過する点によって生ずる屈折角即ち偏角 θ は $\theta = \varphi - \psi$ である。



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、 $\sin \varphi = 1/M_1$ の時は衝撃

波は正常のマッハ波となり、 $\varphi = \psi$ 、 $M_2 = M_1$

であるが、 φ が之より大きくなると、 ψ 、 θ

共に増大し、 M_2 は減少し $\varphi = \varphi_s$ に

至る $M_2 = 1$ となる。 φ を更に大きくとると

衝撃波の下流の速度は音速以下となる。 φ が

φ_s より僅かに大きい $\varphi = \varphi_m$ に至ると極大値 θ_m となる。2. 場合

は通常、衝撃波の下流の流速は超音速である。 φ_s より φ_m と一般

流のマッハ数の関係は次の式で与えられる。

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

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

又 θ と φ との関係は次の関係がある。

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

(2), (3) 式より、 φ_s 、 φ_m の値を (4) 式に代入して θ_s と θ_m が計算

される。限界偏角とは θ_s と θ_m とをいふ。議論

の全般的な部分に於ては θ_s と θ_c とする。実用上は、

つねに θ_c と θ_m とは差をなすが、 θ_s と θ_m は近い値である。

4. 限界要素と有角要素

限界偏角はマッハ数の函数であるから限界要素も亦マッハ数に

よって異なった値を有する。故に今菱形翼に就いて限界要素を定めよう。

8

中央航空研究所

限界偏角としては θ_s を採用する。

菱形翼の最大厚を δ_m とすると、

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

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

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

従って

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

一般に M_1 に対する菱形翼の限界翼厚 δ_m の値をオ
表に示す。この表によつて明かされる M_1 が 1.5 以上の場合は δ_m

は 10% 以上で翼として使用

M	δ_m	M	δ_m
1.0	0	1.9	.1811
1.1	.0145	2.0	.1976
1.2	.0323	2.1	.2121
1.3	.0544	2.2	.2252
1.4	.0785	2.3	.2375
1.5	.1020	2.4	.2483
1.6	.1240	2.5	.2580
1.7	.1452	2.6	.2665
1.8	.1638		

し得る厚であるが M_1 が 1

に近づくに従つて δ_m は減

少して翼として使用に供し

得なくなる。斯くてはたとへ

菱形翼の性能が良くなる

翼として考慮の外に置か

なければならない。

従つて M_1 が 1 に近い

場合には、性能に對して

は幾分の犠牲を拂つても

少くとも翼として用ひ得る程

の限界翼厚を有する翼型を

求め置く事が必要となる。この際にはマッハ線の包絡線として

生ずる衝撃波による抵抗力の増加は小さいものとして、翼の上面曲線は

上に凸をとり、下面曲線は下に凹をとり、この制限を設けず、

單に傾斜衝撃波が α_{opt} に於いてもおぼろげな定常の状態を保つ

る事を重視する。

翼型曲線が満足すべき条件としては、

日

中央航空研究所

i) 最大集厚

 δ_m

ii) 最大集厚位置

 m

iii) 前, 後縁に於ける集厚は零

iv) 翼下面の前縁に於ける傾斜角

 β_u' v) β_u' と α_{opt} との和が限界偏角に等しい

と仮定が出来る。今集厚を x 軸とし、之に垂直に y 軸をとり、前縁を原点、集厚長を 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) の条件は

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

又 v) の条件は α -近似を用いると、

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

但し

$$B_0 = \int_0^1 \beta_0^2 dx \approx \int_0^1 y_0'^2 dx$$

$$B_u = \int_0^1 \beta_u^2 dx \approx \int_0^1 y_u'^2 dx$$

で表される。以上で 8 個の条件があるが、若し翼面曲線を代数的に与へたとすると、第 6 項の近似式を用いると $y_0(0) = y_u(0) = 0$ は満足するから残る条件は 6 個である。故に上面、下面曲線共に第 6 項を欠く三次式を用いると 6 個の未定係数を完全に決定出来る。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) 乃至 v) の条件を用いて係数 a_1, b_1, c_1, a, b, c を決定すれば

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

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

$$p = 4/15$$

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

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

(9)式から解く按に α は二つの値をとり得る。従つて、之等の係数を用ひると二群の翼型が得られる。 α の根号の前の記号の中、負号を用ひた翼型を M 系、正号を用ひた翼型を N 系と名付けらる。M 系、N 系の翼型は或る一つのマッハ数に対して同一の限界翼型を有してゐるから、このマッハ数を明示する為には M 又は N の添字と記す。例へばこのマッハ数が 1.4 の場合には $M_{1.4}$, $N_{1.4}$ の如く示す。翼型の名称として 5 桁番号を採用し、最初の数字は最大翼厚位置、次の 2 桁の数字は翼下面の傾斜角の傾斜角、最後の 2 桁の数字は最大翼厚を示す。例へば $M_{1.4}60210$ とは M 系の翼型で $\alpha_{opt} = \alpha_c$ とする場合の限界マッハ数（亜音速流中に在る物体の周りに初めて音速に等しい部分を生ずる際の一般流のマッハ数と区別する為には、傾斜衝撃波が縁を離れねばならない限界のマッハ数を $\alpha = \alpha_c$ 限界マッハ数と称する）は 1.4 で、最大翼厚位置 $m = 0.60$ 、下面傾斜の傾斜角 $\beta'_u = 0.02$ (弧度)、最大翼厚 $\delta_m = 0.10$ であることを示す。種々のマッハ数から m, β'_u, δ_m を系統的に与へ、(9)式によつて計算すれば M 系、N 系の翼型が系統的に得られる。

5. M 系、N 系翼型の空気力学的特性

M 系、N 系翼型の空気力学的特性を調べる為には α -近似理論を用ひて、

$$C_z = 2C_\alpha$$

B

中央航空研究所

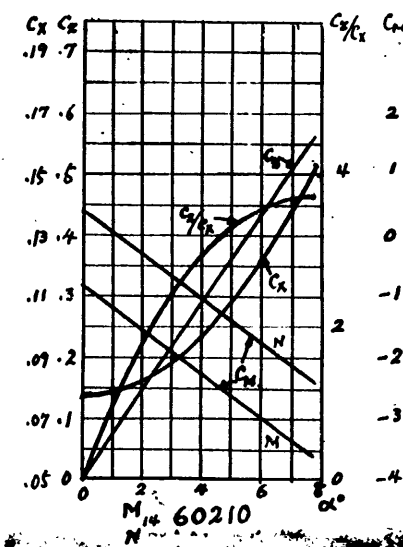
$$C_x = C_1 (2\alpha^2 + B_0 + B_u)$$

$$C_M = C_1 \left[-\alpha + \int_0^1 x (y'_0 + y'_u) dx \right]$$

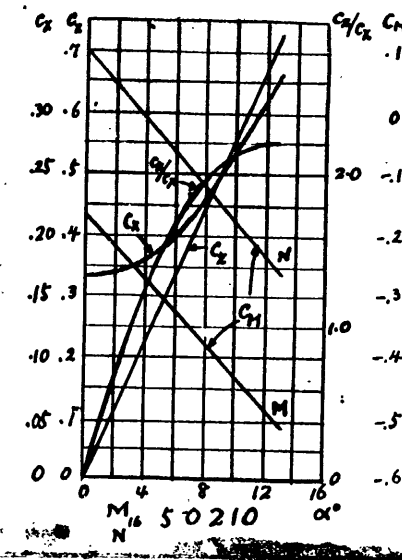
此処に

$$C_1 = 2 / \sqrt{M^2 - 1}$$

この計算例は、才2図及び才3図に示す。



才2図



才3図

之等の系統的に計算した結果をまとめて、最大揚力係数、最小抗力係数、零揚力係数に対する最大翼厚位置及び前縁傾角の影響を、才4図乃至才9図に示す。

最大揚力係数に対しては、

i) 最大翼厚位置は各二つの間に於て影響が有る。

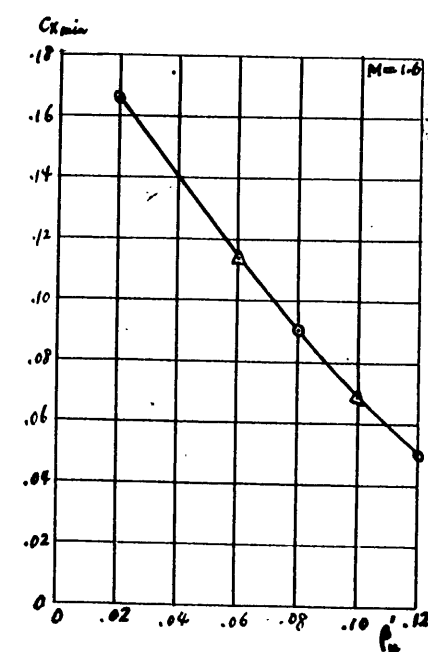
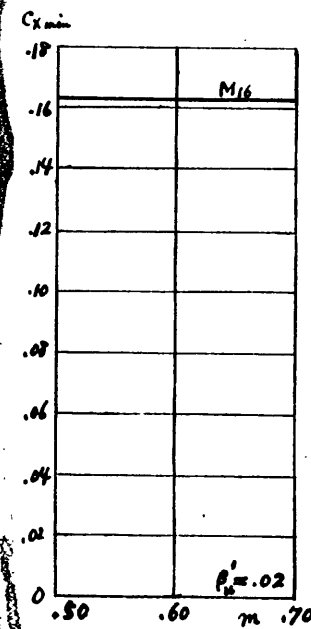
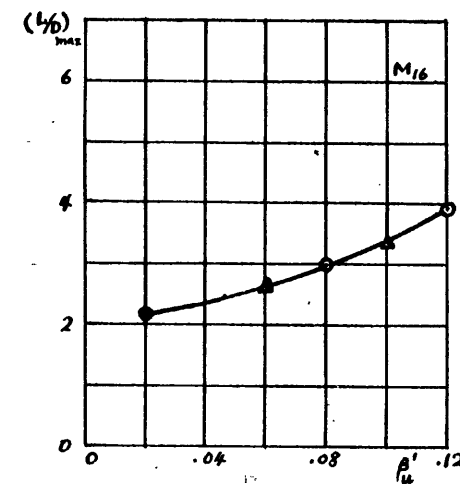
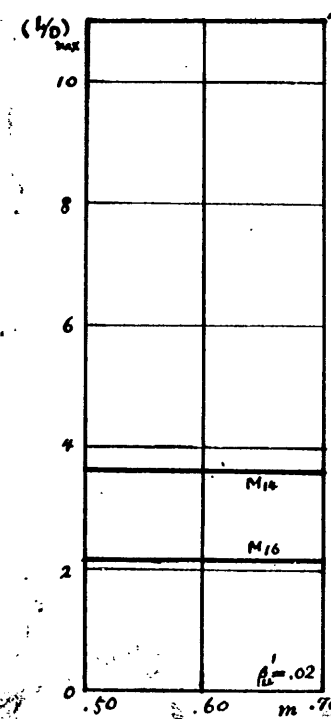
ii) 前縁傾角 β_0 は大きい方がよい。

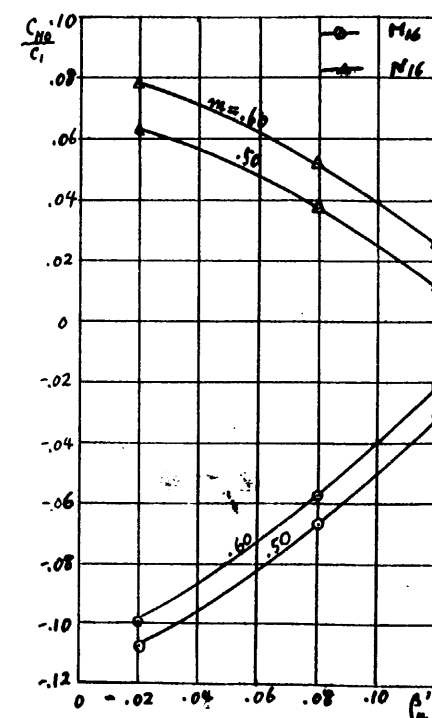
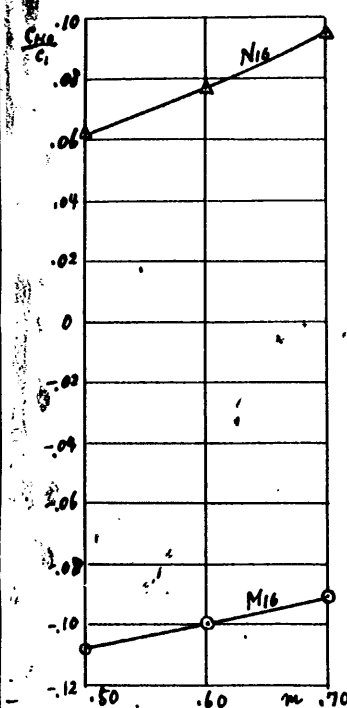
最小抗力係数に対しては、

i) 最大翼厚位置は影響が有る。

ii) 前縁傾角は大きい方がよい。

零揚力係数に対する M 数と N 数は、 M 数の符号が逆になる為、





- i) M系に対しては最大稜厚位置が後の方がよく, N系に対しては前の方がよい.
ii) 前縁傾角はM系, N系共に大きい方がよい.

6. 最大稜厚に対する吟味

M系, N系共にマッハの小さい場合は稜型を形成すべき係数の値が定まりつつあり, 又8字状となつたに近似して得られる場合が多い. 従つて小マッハに対して如何なる稜度の最大稜厚が許されるかを吟味しておく必要がある. この為に係数とマッハ式の根号中の符号の差にも吟味が必要がある.

今 $\Delta = Q^2 - 4PR$ とすれば,

B

中央航空研究所

$\Delta \geq 0$

の場合のみ、実際・要型が形成せられ、不号型に対して M系、N系
の要型が定められるのである。

$\frac{d\Delta}{d\delta_m}$ は負の符号を有するから、実際に得る要型の中で $\Delta=0$
の場合に δ_m は最大となる。即ち係数を与へる式が号根を有する
場合であつて、かくに保たれる要型を P系要型と称する。

$\frac{d\Delta}{d\delta_m} < 0$ の関係は、 δ_m が右関係に成立するから比較的
大きい δ_m に対しては P系の要型を用い、比較的小さい 限界要型
を持たせる事が出来る。

