

翼平面形の超音速流における空力的数値シミュレーション

Numerical Simulation of Aerodynamic Performance of Wing Planforms

- 小林大志, 富山大, 富山県富山市五福 3190, E-mail:m1571211@ems.u-toyama.ac.jp
- 松島紀佐, 富山大, 富山県富山市五福 3190, E-mail:kisam@eng.u-toyama.ac.jp
- 金崎雅博, 首都大, 東京都日野市旭が丘 6-6 E-mail:kana@sd.tmu.ac.jp
- Taishi Kobayashi, Toyama University, 3190 Gohoku Toyamashi Toyamaken Japan
- Kisa Matsushima, Toyama University, 3190 Gohoku Toyamashi Toyamaken Japan
- Masahiro Kanezaki, 6-6 Asahigaoka Hinoshi Tokyo Japan

To systematically investigate the aerodynamic characteristics of swept-back and forward wings in supersonic flows, Navier-Stokes simulations for flows about a wing have been conducted. The Mach numbers of the flows are from 0.8 to 2.8. The planforms of wings are in various shapes whose aspect ratio is 4 and whose root and tip chord lengths are fixed. The simulation and investigation has revealed new knowledge on the relation between slope angles of leading and trailing edges and aerodynamic characteristics of a wing in a supersonic flow. The both edge slopes take important role on aerodynamics of a wing. In addition, transition from transonic flow to supersonic flow and transition from detached shockwaves to attached ones at the both edge largely affect the C_D .

1. はじめに

現在, 超音速飛行を行う航空機の翼平面形は大きな後退角を持ったデルタ翼が一般的である。1960年代まで様々な翼平面形について線形理論による解析がされていたが, それ以降は最近まで超音速の輸送機や旅客機についてはデルタ翼以外の形状については注意が向けられて来なかった。そのため翼平面形についての系統的調査が近年には行われていない。[1]しかし, 最近では戦闘機の分野ではあるが 1980年代には米グラマン社が「X-29」といった前進翼を持つ実験機が開発され, 米国 Aerion-SSBJ にみられる後退角の殆どない矩形翼に近い超音速機主翼が開発された。しかし, これらの翼平面形はピンポイント的に出現したもので, 平面形決定の詳細な背景は明らかになっていない。この 50 年間で発達した最近の技術を利用した超音速翼平面形に関する系統的な研究としては(著者らの知る限り)多くはなく, 岸による矩形翼や後退翼に対する Euler シミュレーション[2], 続いて, 本研究室の直井, 松島らによる Navier-Stokes シミュレーションがある[3-5]。これにより, 薄翼理論による予測限界の詳細や, 超音速流れでの翼の空力特性(抵抗係数)は, 翼前縁のみならず翼後縁の後退角に依存することが明らかになった。

本稿ではこれらの成果をふまえ, 様々な翼平面形に対し超音速の CFD (Navier-Stokes) シミュレーションを行い, 超音速条件下では翼平面形状が抵抗に与える影響を解き明かしていく。特に翼根と翼端のコード長を固定した翼平面形の前縁の後退角及び前縁角を少しずつ変化させ, テーパ翼や後退翼, 前進翼としたときの空力特性の違いを考察していく。

2. 翼形状

計算に用いた半スパン翼平面形を Fig.1 に示す。比較の為の矩形翼①を除いた②~⑩までの各翼平面形は翼根, 翼端のコード長がそれぞれ同じであり, 前縁の後退角と後縁の前縁角が等しいテーパ翼⑥を中心として翼平面形②~⑤に関しては前縁の傾きの違いを考慮した前進翼となっており, 翼平面形⑦~⑩に関しては後縁の傾きの違いを考慮した後退翼となっている。今回翼形状②~⑩について傾きによって名称を区別する。翼形状②~④は前進翼, 翼形状⑤~⑦はテーパ翼, 翼形状⑧~⑩は後退翼とする。全ての半翼形状で平均翼弦長は 1.0, 半スパン長は 2.0, アスペクト比は 4.0, 投影面積は 2.0 で統一してある。各スパン断面翼型は Fig.2

のように前後対称断面形状の厚み比 5% 複円弧翼型である。また, Fig.1 において x 軸は機体中心軸つまり対称軸である。ただし, スパン長の 95% 位置からは翼端にかけて徐々に厚みを減少させている。Table 1 に各翼平面形のパラメータを示す。ここでは前縁の後退角及び前縁角を Λ_{LE} , 後縁の後退角及び前縁角を Λ_{TE} , 翼根のコード長を C_r , 翼端のコード長を C_t とする。前縁角または後退角の中に, 少数点以下の桁を持った数値があるが, これはテーパ比を簡単な分数にするためである。また, Λ_{LE} , Λ_{TE} において正の角度を後退角, 負の角度を前縁角として示している。

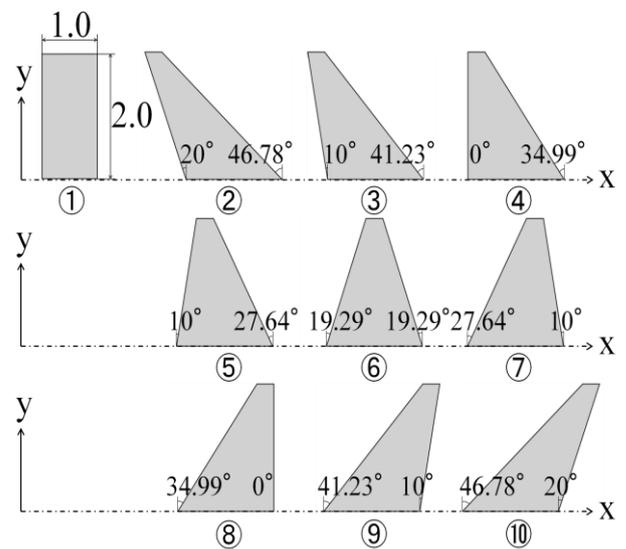


Fig. 1 Planforms.



Fig. 2 Section Airfoil.

Table. 1 Parameters for Planforms.

	Λ_{LE}	Λ_{TE}	c_r	c_t	Volume	Area
①	0.00	0.00	1.0	1.0	0.067	2.0
②	-20.00	-46.78	1.7	0.3	0.078	
③	-10.00	-41.23				
④	0.00	-34.99				
⑤	10.00	-27.64				
⑥	19.29	-19.29				
⑦	27.64	-10.00				
⑧	34.99	0.00				
⑨	41.23	10.00				
⑩	46.78	20.00				

3. 計算手法

本研究を行うにあたり支配方程式は 3 次元圧縮性薄層近似 Navier-Stokes 方程式を用いた。空間離散化は移流項に MUSCL 法で 3 次精度にした TVD 法を適用し、粘性項に 2 次精度中心差分法を用いた。時間積分は LU-SGS 法で、乱流モデルは Baldwin-Lomax モデルを用いた。

格子は Fig.3 のように翼周りに C 型格子、スパンに H 型格子の C-H 型構造格子を用いた。格子点数は 345 (主流方向断面翼型周り) \times 58 (スパン方向) \times 73 (翼面から離れる方向) で約 146 万点、翼面上に 185 \times 42 点である。物理座標系は主流方向を X 軸、スパン方向を Y 軸、翼面から遠方境界に向かって X, Y 軸に垂直に Z 軸とした。原点は翼根断面の前縁である。気流条件は平均翼弦長を 1.0 としたレイノルズ数を 2.0×10^7 、迎角を 0° とし、一様流 Mach 数を 0.8 から 2.8 まで変化させた。C_D 変化の激しい Mach 数領域では、Mach 数の刻みを小さくした。なお、本稿では線形理論との比較のことを考え、Navier-Stokes 計算により粘性を考慮したシミュレーションを行っているが、粘性の寄与を除いた抗力係数を C_D と記している。

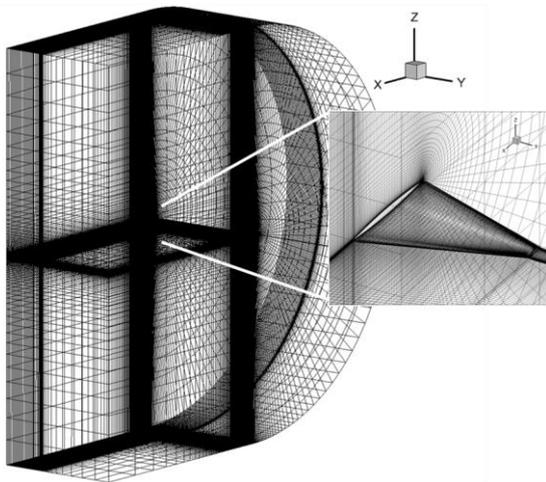


Fig. 3 C-H Structured Grid.

4. テーパー比が等しい翼形状の C_D-Mach 線図

零揚力状態における翼形状①~⑩の Navier-Stokes 計算による C_D-Mach 線図を Fig.4 に示す。また、Fig.4 の $M_\infty=0.9\sim 1.7$ 及び $M_\infty=1.4\sim 2.4$ の分布を拡大したものを Fig.5, Fig.6 に示す。Fig.4 より、矩形翼①の Mach 数変化による C_D 値の推移と、前縁が後退角を持ち、後縁が前進角を持つ翼形状⑤,⑥の Mach 数変化による C_D 値の推移の傾向が近いことが分かる。また、各翼平面形における C_D 値が最大となる Mach 数 M_{max} と、 M_{max} となるときの C_D 値 C_{Dmax} 及び非粘性流れの仮定で前縁の衝撃波が離脱から付着へと変化する境界の Mach 数である M_{LE} 、そして後縁が亜音速縁から

超音速縁になるとき、つまり後縁の衝撃波が離脱から付着へと変化する境界の Mach 数である M_{TE} を示した Table.2 を合わせて見てみると、矩形翼①と翼形状⑥~⑩の M_{max} の値が $M_\infty=1.0$ 付近でほぼ一致していることが分かり、その中でも矩形翼①と翼形状⑥の差分は $\Delta M_{max}=0.02$ 、 $\Delta C_{Dmax}=2.2$ counts となった。前進翼である翼形状②,③,④では M_{LE} の直後に M_{max} となることを見て取れた。全体で最大 C_D 値を比較してみると翼形状⑩において $M_{max}=1.02$ のとき $C_{Dmax}=0.014$ と最も低い C_D 値となり、矩形翼①において $M_{max}=0.98$ のとき $C_{Dmax}=0.024$ と最も高い C_D 値となった。矩形翼①を除いた翼根と翼端それぞれのコード長が等しい翼平面形の中では翼形状⑥において $M_{max}=1.00$ のとき $C_{Dmax}=0.023$ と最も高い C_D 値となった。次に、巡航速度域 ($M_\infty=1.6\sim 2.2$) を見てみると矩形翼①が最も低い C_D 値を示しており、翼形状⑤が次に低い C_D 値を示している。逆に翼形状⑩が巡航速度域では最大の C_D 値を示している。

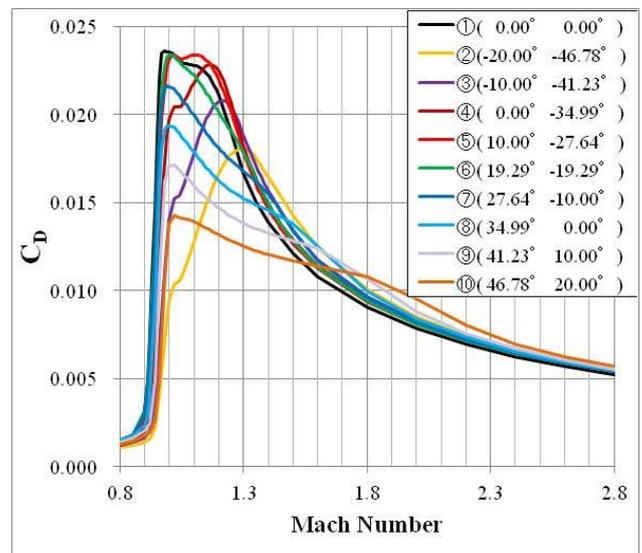


Fig. 4 C_D-Mach curves for all wings.

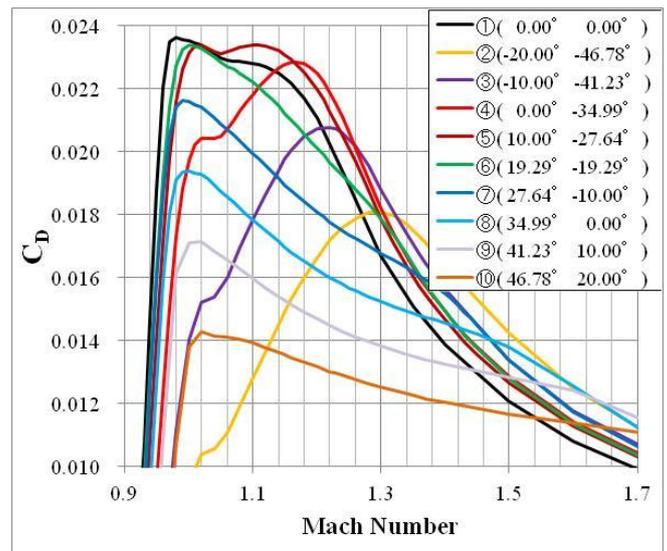


Fig. 5 C_D-Mach curves for all wings ($M_\infty=0.9\sim 1.7$).

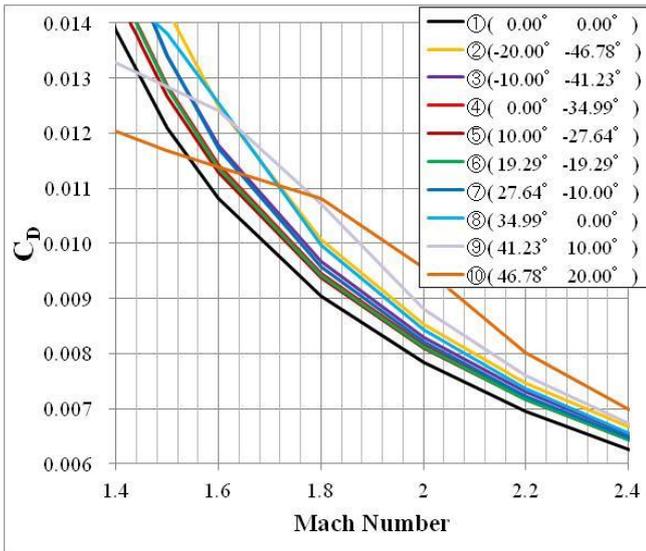


Fig. 6 C_D -Mach curves for all wings ($M_\infty=1.4\sim 2.4$).

Table. 2 Simulation results on C_{Dmax} .

	M_{max}	M_{LE}	M_{TE}	C_{Dmax}
①	0.98	1.16	1.00	0.02362
②	1.30	1.25	1.46	0.01809
③	1.22	1.18	1.33	0.02078
④	1.16	1.16	1.22	0.02284
⑤	1.10	1.18	1.13	0.02338
⑥	1.00	1.24	1.06	0.02340
⑦	0.99	1.33	1.02	0.02163
⑧	1.00	1.46	1.00	0.01938
⑨	1.02	1.61	1.02	0.01716
⑩	1.02	1.80	1.06	0.01429

前縁の衝撃波が垂直衝撃波から斜め衝撃波に変化する直前で抵抗が増減する要因については著者らの前縁と後縁の前進角が異なる ($\Lambda_{LE} \neq \Lambda_{TE}$) 前進翼の M_{max} についての以前の研究[6,7]で考察している。超音速流において前縁の衝撃波は Mach 数を大きくすると垂直衝撃波から斜め衝撃波へと遷移する。垂直衝撃波は、翼前縁から衝撃波が離れており、衝撃波を通して亜音速に減速され、衝撃波の前後で圧力比が大きくなり、造波抗力が大きくなる。また、斜め衝撃波は翼前縁に衝撃波が付着しており、衝撃波後の流域でも超音速であるため、垂直衝撃波よりも圧力比が小さく、造波抗力も小さい。よって、離脱衝撃波が斜め衝撃波に変化する直前の Mach 数で抵抗の増減が見られる。

前縁の衝撃波が垂直衝撃波か斜め衝撃波かは、翼前縁が一樣流方向となす先端角 (θ_{LE}) と前縁に垂直な流れ成分の Mach 数 ($M_1 = M_\infty \cdot \cos \Lambda$) を与えることにより、次式で計算できる。[8]

$$\tan \theta_{LE} = \frac{2 \cot \beta (M_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1)$$

与えられた θ_{LE} と M_1 に対し衝撃波角 β が解を持てば付着し、そうでなければ離脱する。前縁の前進角が -20.0° の前進翼②では、 $\theta_{LE}=6.07^\circ$ であるため、 β が解を持つためには、前縁に垂直な流れ成分の Mach 数は $M_1=1.17$ 以上となり、 $M_1=1.17$ を一樣流の Mach

数に直すと $M_x=1.17/\cos |-20.0^\circ| = 1.25$ で、この値が M_{LE} である。つまり、 M_x が M_{LE} 以上になると斜め衝撃波に遷移する。

また、後縁の衝撃波が垂直衝撃波から斜め衝撃波に遷移する直前で抵抗が増減する要因についても、 M_{LE} と同様、著者らの前縁と後縁の後退角が異なる ($\Lambda_{LE} \neq \Lambda_{TE}$) 後退翼の M_{max} についての以前の研究[6,7]で考察している。Fig.7 に翼形状⑥の後縁付近のマッハ数変化による衝撃波の動きを示した C_p コンター図を示す。コンター図の左から $M_\infty=0.90, 0.95, 1.00, 1.05$ である。後縁に垂直に流入するマッハ数が $M=1.00$ となり後縁が超音速縁となる Mach 数は $M_\infty=1.05$ 付近である。Fig.7 を見ると Mach 数が上昇するにつれて衝撃波が後縁に向かって移動していることが分かる。また、 $M_\infty < 1.05$ では垂直衝撃波であるが、衝撃波が後縁まで移動したときには斜め衝撃波に遷移していることが分かる。このように前縁とは異なり後縁が超音速縁となったと同時に斜め衝撃波に変化した理由として、衝撃波の後流に物体が無いためであると考えられる。よって、詳細には翼断面形状の影響も考慮しなければならないが、本予稿において計算を行った前後対称の翼断面形状の後退翼の M_{max} は Λ_{LE} よりも Λ_{TE} による影響の方が大きいといえる。

改めて Table.2 をみると、 M_{LE} と M_{TE} の関係としてテーバ翼や後退翼である翼形状①、⑤～⑩では前縁より先に後縁が斜め衝撃波に変化し、前進翼である翼形状②～④では前縁が後縁より先に斜め衝撃波に変化していることが分かる。よって前縁と後縁の前進角が異なる ($\Lambda_{LE} > \Lambda_{TE}$) 前進翼では Mach 数を上昇させていくと、前縁で斜め衝撃波に遷移する直前の Mach 数が M_{max} に与える影響が大きいということが考えられる。また、前縁と後縁の後退角が異なる ($\Lambda_{LE} < \Lambda_{TE}$) 後退翼では Mach 数を上昇させていくと、後縁で斜め衝撃波に遷移する直前の Mach 数が M_{max} に与える影響が大きいということが考えられる。

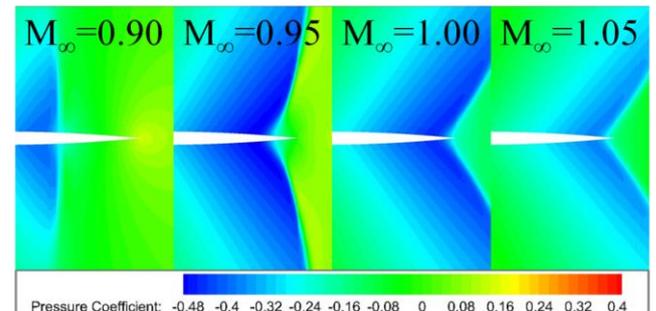


Fig. 7 Shockwaves in the vicinity of trailing edge. (45% Half span).

5. 前進翼の比較 (翼形状①, ②～④)

零揚力状態における翼形状①～⑩の Navier-Stokes 計算による C_D -Mach 線図である Fig.4 から翼形状②, ③, ④と、比較のために矩形翼①を抜き出した C_D -Mach 線図を Fig.8 に示す。また、Fig.8 の $M_\infty=0.9\sim 1.7$ の分布を拡大したものを Fig.9 に示す。図中に示した点線は非粘性流れの仮定で前縁の衝撃波が離脱から付着へと遷移する境界の Mach 数である M_{LE} を示しており、一点鎖線は一樣流 Mach 数が上昇していくとき、対象となる翼の後縁が亜音速縁から超音速縁になる、つまり後縁付近の垂直衝撃波が斜め衝撃波に遷移する Mach 数である M_{TE} を示している。

Fig.7 を見ると前進翼では前縁の衝撃波が垂直衝撃波から斜め衝撃波へと遷移する境界の M_∞ である M_{LE} の直後に M_{max} となることが分かる。また、Fig.8 の最大 C_D 値を見てみると前縁角が大きくなる程小さくなっていることが分かる。更に、一樣流が遷音速から超音速へ変化する $M_\infty=1.0$ で C_D 値がわずかに増加していることも見て取れる。これらの現象から、これまでは M_{LE} , M_{TE} が独立して影響を与えていると考えてきたが[6,7], $M_\infty=1.0$ のとき一樣

流が超音速流へと変化する際の抵抗増加と、前縁付近での衝撃波が垂直衝撃波から斜め衝撃波に遷移する際 (M_{LE}) の抵抗増減、そして後縁が亜音速縁から超音速縁になるとき、つまり後縁付近の衝撃波が斜め衝撃波に遷移する際 (M_{TE}) の抵抗増減がそれぞれ生じる Mach 数の大小関係が最大 C_D 値及び M_{max} に大きな影響を及ぼしているのではないかと考える。実際に、今回のような前進翼では $M_{\infty}=1.0$ から M_{LE} までの Mach 数の間隔より M_{LE} から M_{TE} までの Mach 数の間隔が短いため、 M_{max} は M_{LE} と M_{TE} の間の Mach 数となる。更に本予稿で示しているような前縁と後縁の前進角が異なる ($\Lambda_{LE} > \Lambda_{TE}$) 前進翼では後縁より先に前縁が斜め衝撃波に変化するので前縁の衝撃波遷移による抵抗増減 (M_{LE}) の影響を大きく受けるため、 M_{LE} と M_{TE} の間でも M_{LE} に寄った M_{LE} 直後の Mach 数で M_{max} となっている。そして、最大 C_D 値に注目すると M_{LE} と M_{TE} の Mach 数の差が大きくなる程小さくなっていることが分かる。

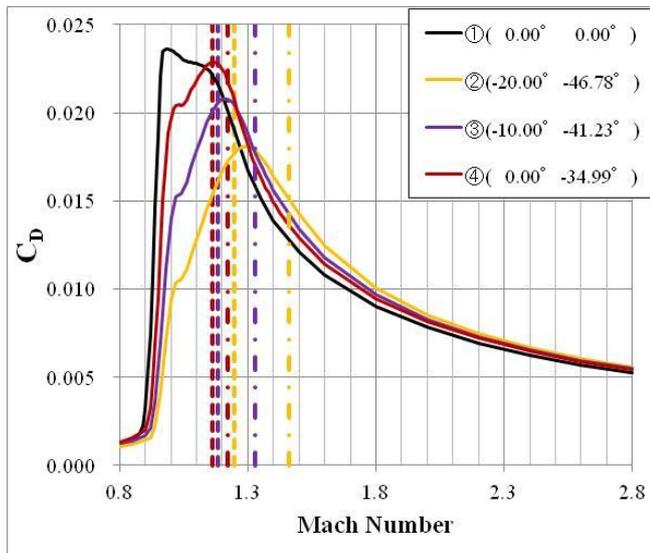


Fig. 8 C_D -Mach curves for forward wings①②③④.

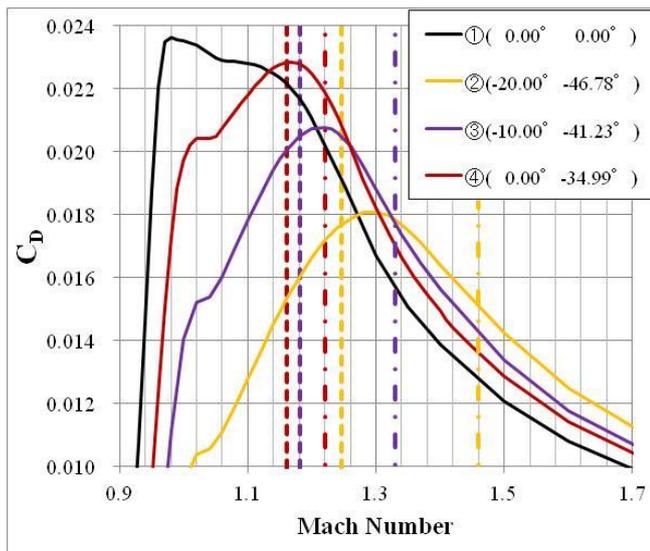


Fig.9 C_D -Mach curves for forward wings①②③④($M_{\infty}=0.9\sim 1.7$).

6. 後退翼の比較 (翼形状①, ⑧~⑩)

零揚力状態における翼形状①~⑩の Navier-Stokes 計算による C_D -Mach 線図である Fig.4 から翼形状⑧, ⑨, ⑩と、比較のために矩形翼①を抜き出した C_D -Mach 線図を Fig.10 に示す。また、

Fig.10 の $M_{\infty}=0.9\sim 1.7$ の分布を拡大したものを Fig.11 に示す。Fig.10 を見ると後縁が超音速縁になる直前である $M_{\infty}=1.0$ 付近で C_D 値が最大となることが分かる。また、前縁の後退角の大きい後退翼では、 M_{LE} が巡航速度域 ($M_{\infty}=1.6\sim 2.2$) 付近にあるため巡航速度域の C_D 値が大きくなると考えられる。

更に後退角が大きい後退翼ほど M_{max} 時の抵抗係数 C_{Dmax} の値は小さい値であることが分かる。これらの現象からも後退翼においても前章で示した一様流が超音速流になる $M_{\infty}=1.0$ に近づくにつれての抵抗増加、前縁の衝撃波が変化する直前の抵抗増減、後縁で斜め衝撃波に変化する直前の抵抗増減が相互干渉し C_D 値に影響を及ぼしていることが考えられる。 $M_{\infty}=1.0$, M_{TE} , M_{LE} の順に発生する今回のような後退翼では $M_{\infty}=1.0$ から M_{TE} までの Mach 数の間隔の方が M_{TE} から M_{LE} までの Mach 数の間隔より短いため、 M_{max} は $M_{\infty}=1.0$ と M_{TE} の間の Mach 数となる。また、最大 C_D 値に注目すると M_{LE} から M_{TE} までの Mach 数の間隔が長いほど小さくなっていることが分かる。

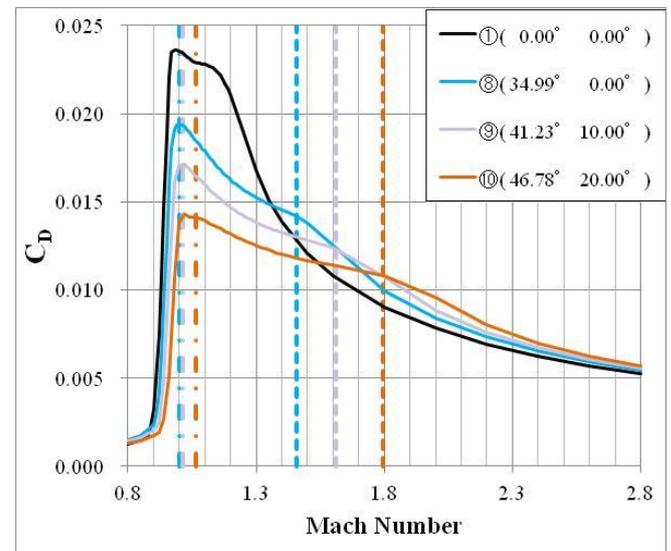


Fig.10 C_D -Mach curves for swept wings①⑧⑨⑩.

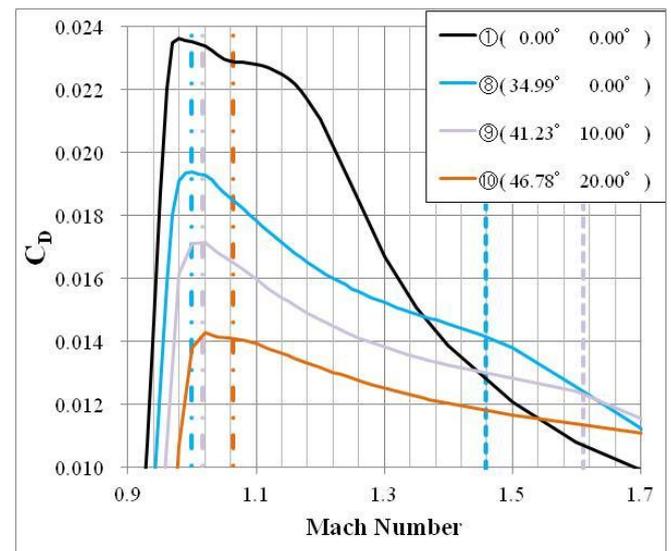


Fig.11 C_D -Mach curves for forward wings①⑧⑨⑩($M_{\infty}=0.9\sim 1.7$).

7. テーパー翼の比較 (翼形状①, ⑤~⑦)

Fig.7, Fig.10 と同様に Fig.4 から翼形状⑤,⑥,⑦と、比較のために矩形翼①を抜き出した C_D -Mach 線図を Fig.12 に示す。また、

Fig.12 の $M_\infty=0.9\sim 1.7$ の分布を拡大したものを Fig.13 に示す。Fig.12 から分かるようにテーパ翼においても 5 章, 6 章で示したように一様流が超音速流になる $M_\infty=1.0$ に近づくにつれての抵抗増加, 前縁の衝撃波が変化する直前の抵抗増減, 後縁で斜め衝撃波に変化する直前の抵抗増減の相互干渉が C_D 値に影響を与えていることが表れている。しかし, テーパ翼の中でも前進翼に近い (前縁の後退角が後縁の前進角より小さい) 翼形状⑤は翼形状⑥, ⑦とは異なり, $M_\infty=1.0$ から M_{LE} の Mach 数の間隔より, M_{LE} から M_{TE} の Mach 数の間隔の方が短いため, 前縁の衝撃波が変化する Mach 数 M_{LE} の直前で M_{max} となる。他の前進翼とは異なり M_{LE} の直後ではなく直前で M_{max} となった原因として後縁が超音速縁となつてから前縁が M_{LE} となるまでの Mach 数の間隔が短いためであると考えられる。

反対にテーパ翼の中でも後退翼に近い (前縁の後退角が後縁の前進角より大きい) 翼形状⑦は翼形状⑤,⑥とは異なり, $M_\infty=1.0$ から M_{TE} の Mach 数の間隔はとて短い, M_{TE} から M_{LE} の Mach 数の間隔が長い, 最大 C_D 値が小さくなっている。

更に矩形翼①や前縁の後退角と後縁の前進角が等しい翼形状⑥が前縁の影響より後縁の影響を大きく受けた理由として, 4 章で示した前縁と後縁では斜め衝撃波に変化するタイミングが異なり, 前縁の衝撃波の変化は Mach 数が増加するにつれ一度垂直衝撃波となつてから斜め衝撃波となるのに比べ, 後縁では直接斜め衝撃波となる (垂直衝撃波でいる間隔が短い) ため, 後縁での抵抗増減が前縁でのそれより全体の抵抗に与える影響が大きいということが考えられる。

最後に Fig.12 に示した C_D -Mach 線図の C_D 値を $\rho=1.0$, 単位面積 $A=1.0$, Mach 数で変換した D 値による D-Mach 線図を Fig.14 に示す。Fig.14 を見ると D 値でも一様流が超音速流になる $M_\infty=1.0$ に近づくにつれての抵抗増加, 前縁の衝撃波が変化する直前の抵抗増減, 後縁で斜め衝撃波に変化する直前の抵抗増減の相互干渉の影響を見て取ることが出来る。

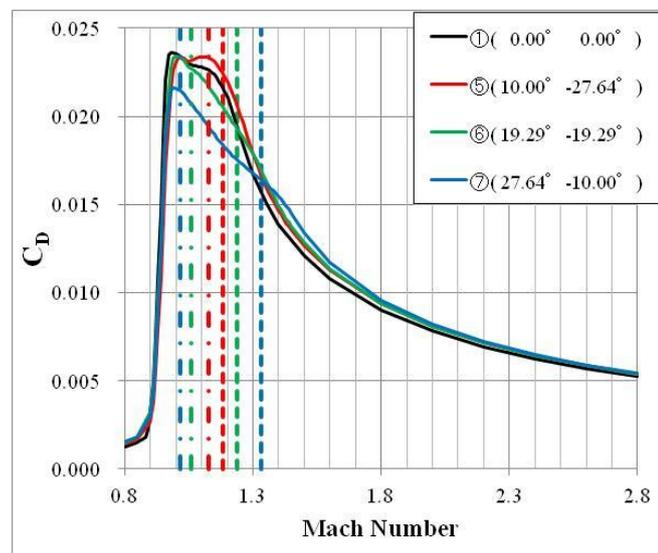


Fig.12 C_D -Mach curves for taper wings①⑤⑥⑦.

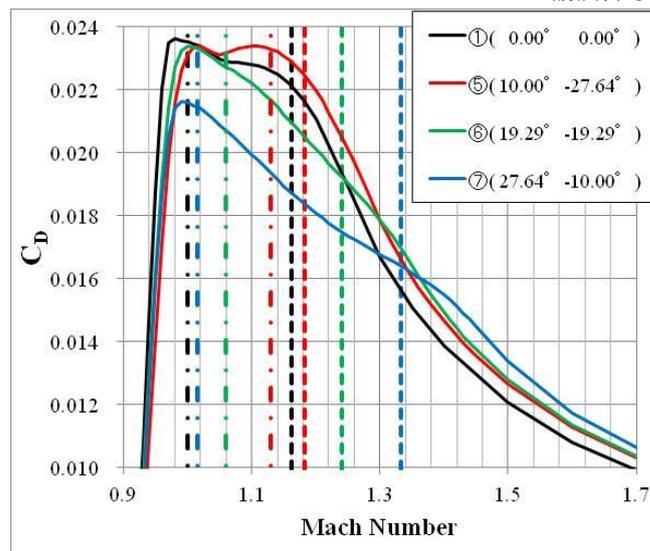


Fig.13 C_D -Mach curves for taper wings①⑤⑥⑦ ($M_\infty=0.9\sim 1.7$).

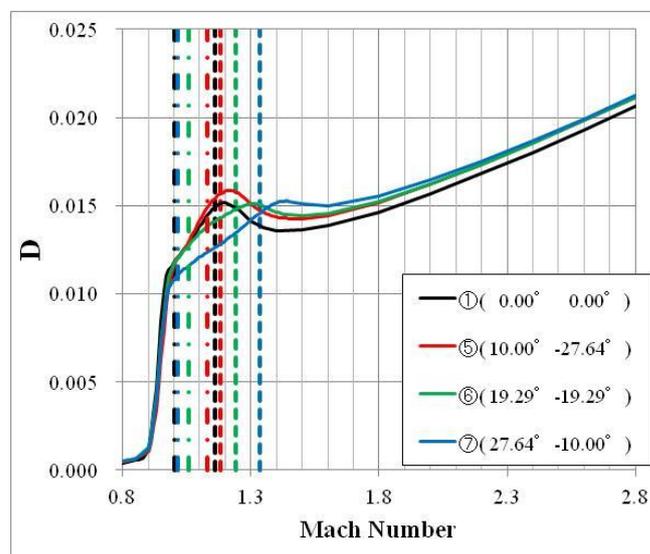


Fig.14 D-Mach curves for taper wings①⑤⑥⑦.

8. 結論

遷音速域から超音速域における翼平面形の C_D - M_∞ 線図について CFD を用いて検討した結果以下のことが分かった。また, 今後の展望として抵抗増加の過程の現象変化と翼表面圧力分布の関係について深く追求していきたい。

- (1)前縁の後退角と後縁の前進角が等しいテーパ翼と矩形翼の C_D - M_∞ 線図はとて近い傾向を示した。
- (2)テーパ比の等しい翼平面形を比較すると, $M_\infty=1.0$ 付近の遷音速域では後退角が最も大きい後退翼の最大 C_D 値が最も小さく, 矩形翼の最大 C_D 値が最も大きくなった。
- (3)テーパ比の等しい翼平面形を比較すると, 超音速での巡航速度域 ($M_\infty=1.6\sim 2.2$) では C_D 値が矩形翼が最も C_D 値が小さく, 後退角が最も大きい後退翼が最も大きくなった。
- (4)全ての翼形状において $M_\infty=1.0$ での抵抗増加と前縁で衝撃波が変化する時の抵抗増減と後縁で斜め衝撃波が生じるときの抵抗増減が生じる Mach 数の大小関係が M_{max} 及び最大 C_D 値に与える影響が大きい。

参考文献

- (1) Robert T.Jones 他：HIGH SPEED WING THEORY：PRINCETON UNIVERSITY PRESS (1960) .
- (2) 岸祐希：第 51 回飛行機シンポジウム 1B08 (2013)
- (3) 直井, 松島, 楠瀬：超音速飛行の翼平面形の揚抗特性の研究, 日本機械学会北陸信越支部第 43 回学生員卒業発表講演会 0104 (2014)
- (4) 松島, 直井, 金崎, 楠瀬：直線翼の超音速空力特性の Navier-Stokes シミュレーションによる考察, 日本航空宇宙学会第 45 期年会講演会 C10 (2014)
- (5) 竹内, 松島, 金崎, 楠瀬：超音速流における主翼前縁および後縁の後退角の空力特性への影響の CFD 解析, 日本機械学会論文集 (2014)
- (6) 小林, 松島, 金崎, 楠瀬：超音速翼の空力特性に関する平面形状パラメトリックス数値シミュレーション, 第 47 回流体力学講演会/第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (2015)
- (7) 小林, 松島, 金崎, 楠瀬：超音速翼の空力特性に関する平面形状パラメトリックス数値シミュレーション JAXA-SP-15-013, pp.127-132 (2015)
- (8) 松尾一泰：圧縮性流体力学—内部流れの理論と解析—理工学社, pp.263-270 (1994)