

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

松島紀佐, 小林大志, 金崎雅博, 楠瀬一洋
富山大学, 富山大学, 首都大東京, JAXA

Parametric numerical simulation of wing planforms for aerodynamic characteristics in supersonic flows

by Toyama University, Toyama University, Tokyo Metropolitan University and JAXA
Kisa Matsushima, Taishi Kobayashi, Masahiro Kanazaki and Kazuhiro Kusunose

ABSTRACT

To systematically investigate the aerodynamic characteristics of swept-back and forward wings with 0, 30, 45 and 60 degree of leading edge angles and different taper ratio, 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 2. The simulation and investigation has revealed new knowledge on the relation between swept or forward angles and aerodynamic characteristics of a wing in a supersonic flow. Not only a leading edge angle but also a trailing edge angle take important role on aerodynamics of a wing. In addition, transition from detached shockwaves to attached ones at the both edge largely affects the C_D .

1. はじめに

現在, 超音速飛行を行う航空機の翼形状は大きな後退角を持ったデルタ翼が一般的である. 1960年代までいろいろな平面形状の翼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. そのためか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, 最近では米国 Aerion-SSBJ にみられる後退角の殆どない超音速機主翼が開発されたり, 戦闘機分野ではあるが 1980年代には米グラマン社が「X-29」(Fig.1) といった前進翼を持つ実験機が開発された. 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されていない. 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]. これらのシミュレーションにより, 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実際に示された.

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, 超音速における翼平面形が C_D - M_∞ 曲線に与える影響とそのメカニズムについて前進翼形状も含めて検討する.



Fig.1 Grumman X-29

2. 翼形状

Fig.2 に計算に用いた半スパン翼平面形について示す. 半スパン長 2.0, アスペクト比 4.0 である. 投影面積は 2.0 で統一してある. 各スパン断面翼型は前後対称断面形状

の厚み比 5% 複円弧翼型である. 翼形状②と⑧や③と⑨のように鏡面対称の翼を用意した. また, Fig.2 において x 軸は機体中心軸つまり対称軸である. ただし, Fig.3 のようにスパン長の 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 に各翼のパラメータを示す. ここでは前縁の傾斜角を Δ_{LE} , 後縁の傾斜角を Δ_{TE} , 翼根のコード長を C_r , 翼端のコード長を C_t とする. 前進角または後退角の中に, 31° や 11.3° といった数値があるが, これはテーパ比を簡単な分数にするように調整するためである.

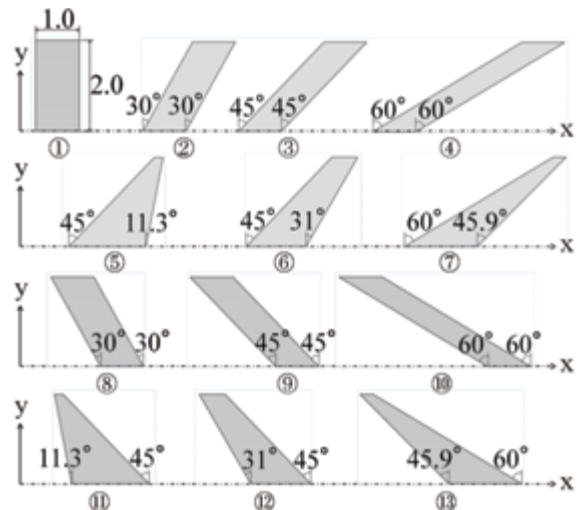


Fig.2 Planforms and section airfoil.

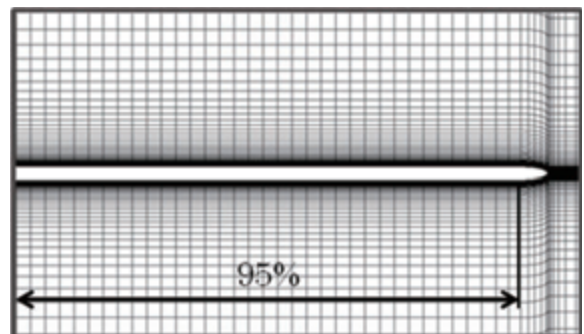


Fig.3 Front view of a wing section and grid distribution along the span direction at the half chord location.

Table 1 Parameters for planforms.

| | Λ_{LE} | Λ_{TE} | c_l | c_d | Volume | Area |
|---|----------------|----------------|-------|-------|--------|------|
| ① | 0 | 0 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ② | 30 | 30 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ③ | 45 | 45 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ④ | 60 | 60 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ⑤ | 45 | 11.3 | 1.8 | 0.2 | 0.809 | 2.0 |
| ⑥ | 45 | 31 | 1.4 | 0.6 | 0.702 | 2.0 |
| ⑦ | 60 | 45.9 | 1.7 | 0.3 | 0.776 | 2.0 |
| ⑧ | 30 | 30 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ⑨ | 45 | 45 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ⑩ | 60 | 60 | 1.0 | 1.0 | 0.667 | 2.0 |
| ⑪ | 11.3 | 45 | 1.8 | 0.2 | 0.809 | 2.0 |
| ⑫ | 31 | 45 | 1.4 | 0.6 | 0.702 | 2.0 |
| ⑬ | 45.9 | 60 | 1.7 | 0.3 | 0.776 | 2.0 |

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.4 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。気流条件はレイノルズ数を 2.0×10^7 、一様流マッハ数を 0.8 から 2.8 まで変化させた。 C_D 変化の激しいマッハ数領域では、マッハ数の刻みを小さくした。なお、本稿では粘性による寄与を除いた揚力/抗力係数を C_L , C_D と記している。

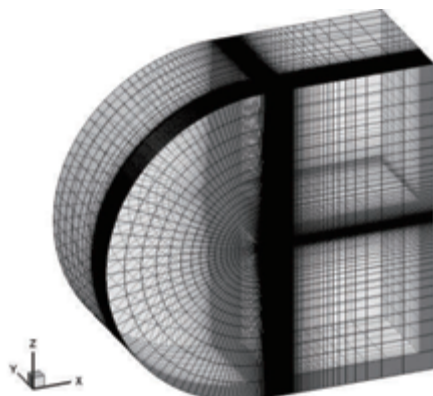


Fig.4 C-H structured grid.

4. テーパのある後退翼相互の比較 (C_D - M_∞ 曲線)

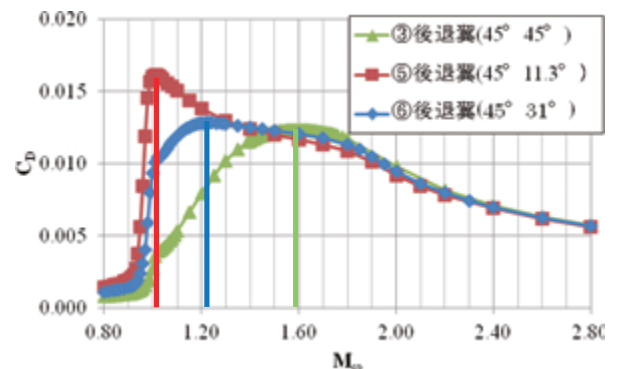
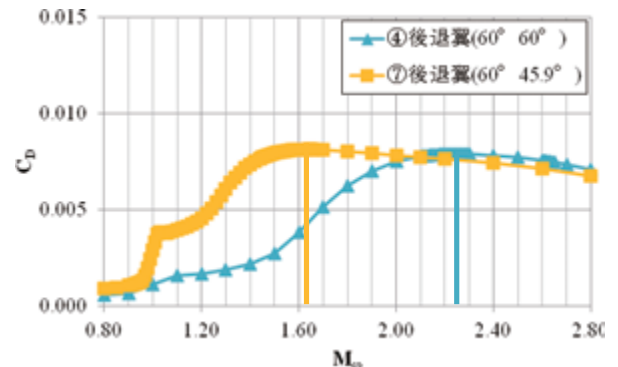
後退翼相互の比較については竹内らによる超音速流における主翼前縁および後縁の後退角の空力特性への影響の CFD 解析[5]に詳しい説明を譲り、ここでは簡単に述べる。

各種翼平面形周りの流れの N-S 計算を幾つか行った結果、後縁の後退角 Λ_{TE} の変化に伴って、 C_D が最大となるマッハ数 M_{max} が変化しているのではないかと推察し、系統的に計算結果を纏めてみた。

前縁の後退角 Λ_{LE} がそれぞれ 45° と 60° で等しい時の C_D - M_∞ 曲線を Fig.5 と Fig.6 に示す。迎角 $\alpha=0^\circ$ であり、図中の垂線は C_D が最大となるマッハ数 M_{max} である。Fig.5 と Fig.6 でわかる通り、 Λ_{LE} が等しくても後縁の後退角 Λ_{TE} により M_{max} が異なることがわかる。つまり、

M_{max} は Λ_{LE} だけで決まるのではないといえる。前縁の後退角 Λ_{LE} は異なるが、後縁の後退角 Λ_{TE} がそれぞれ 30° と 45° にほぼ等しい Fig.7 と Fig.8 では M_{max} がほぼ等しいことがわかる。したがって、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、本条件の前後対称の翼断面形状の複円弧翼型では 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。

前縁と後縁の後退角が異なる ($\Lambda_{LE} \neq \Lambda_{TE}$) 後退翼の C_D - M_∞ 曲線について考える。例えば Fig.5 より後退翼⑤⑥はそれぞれ M_{max} 以上のマッハ数で C_D は減少していくが、翼平面形状③の M_{max} 付近 ($M_\infty=1.59$ 付近) で C_D の減少が穏やかになっている。この曲線の変化は、翼平面形状③⑤⑥は同じ前縁の後退角 ($\Lambda_{LE}=45^\circ$) であることから、前縁の後退角 Λ_{LE} の影響によるものと言える。通常の翼形状では後縁の後退角 Λ_{TE} が前縁の後退角 Λ_{LE} より常に小さい。したがって、一様流マッハ数を大きくしていくと、はじめに後縁付近で斜め衝撃波が発生し(後退角の違いにより翼後縁が前縁よりも先に超音速縁になる)抵抗が急激に増加し、その後、前縁付近に斜め衝撃波が発生してその影響が追加されるといえる。つまり、後縁での抵抗が大きくなるマッハ数は前縁でのそれより小さいことが後縁の影響を目立たせている。ここで Fig.9 に示した後縁の後退角がほぼ等しい ($\Lambda_{LE}=30^\circ, 31^\circ$) 後退翼②⑥の 0.45 半スパン位置での翼断面のコンター図をみるとどちらも M_{max} となるマッハ数 $M_\infty=1.20$ のとき後縁で斜め衝撃波が形成され始めていることが分かる。ちなみに後退翼②の前縁が超音速になるマッハ数 M_{LE} と後縁が超音速になるマッハ数 M_{TE} はそれぞれ $M_{LE}=M_{TE}=1.18$ であり、後退翼⑥の M_{LE}, M_{TE} はそれぞれ $M_{LE}=1.22, M_{TE}=1.19$ である。

Fig.5 C_D -Mach curves for swept wings③⑤⑥.Fig.6 C_D -Mach curves for swept wings④⑦.

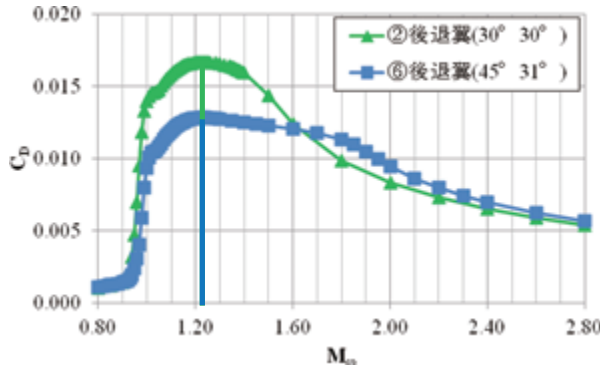


Fig.7 C_D -Mach curves for swept wings②⑥.

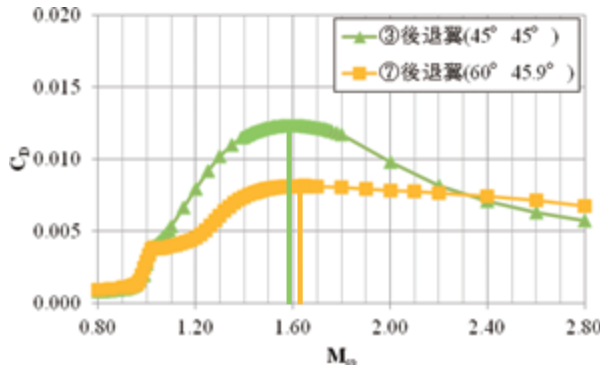
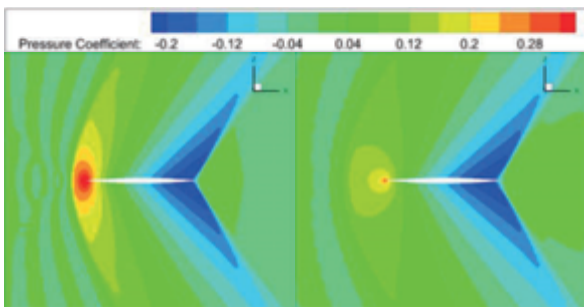


Fig.8 C_D -Mach curves for swept wings③⑦.



(a) wing②(30° 30°) (b) wing⑥(45° 31°)

Fig.9 C_p contour map of swept wings($M_\infty=1.20$).

5. テーパのある前進翼相互の比較 (C_D - M_∞ 曲線)

零揚力状態におけるテーパのある前進翼⑨⑩⑪⑬と矩形翼①の Navier-Stokes 計算による C_D - M_∞ 線図を Fig.10 に示す。Fig.10 から分かるように高いマッハ数では矩形翼が最も抵抗係数が小さい。

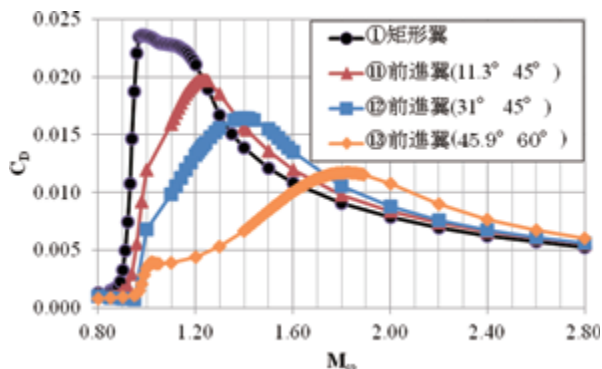


Fig.10 C_D -Mach curves for forward swept wings.①⑩⑪⑬⑭.

次に Fig.5 と Fig.6 に対応する前縁の前進角 Λ_{LE} がそれぞれ 30° で等しい時の C_D - M_∞ 曲線を Fig.11 に示す。また、Fig.7 と Fig.8 に対応する前縁の後退角 Λ_{TE} は異なるが、後縁の後退角 Λ_{TE} がそれぞれ 45° に等しい C_D - M_∞ 線図を Fig.12 に示す。図中の垂線は C_D が最大となるマッハ数 M_{max} の値を示している。

4 章の結論によると前進翼では、後縁の前進角 Λ_{TE} が前縁の前進角 Λ_{LE} より通常は大きいので、前縁の前進角で M_{max} が決まると思われる。Fig.12 はその予想を裏付けるが、Fig.11 は予想通りではない。このことからテーパのある前進翼では M_{max} の値は、前縁の前進角および後縁の前進角の等しい翼とも一致しない。Fig.13 に Fig.11 で用いた前進翼⑧⑫の 0.45 半スパン位置での翼断面のコンター図を示す。前縁部の圧力分布はほぼ一致しているが後縁部の圧力分布が大きく異なっていることからテーパのある前進翼では前縁の前進角で決まる前縁が超音速線になるときのマッハ数 M_{LE} 以外に M_{max} に大きな影響を与える要因があると言える。

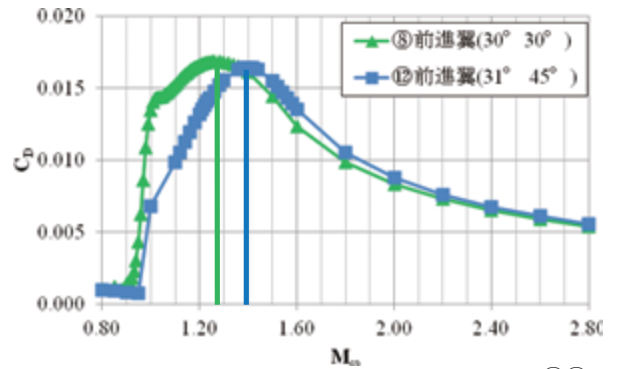


Fig.11 C_D -Mach curves for forward swept wings⑧⑫.

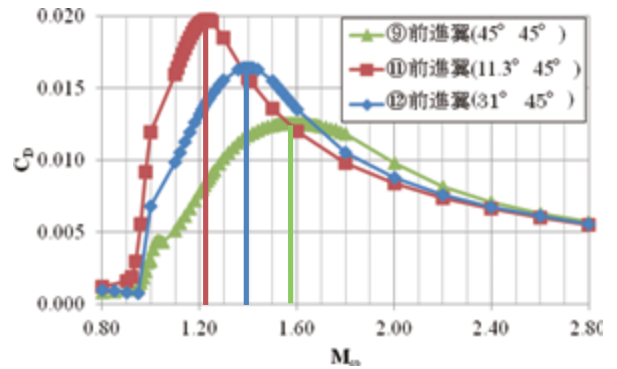
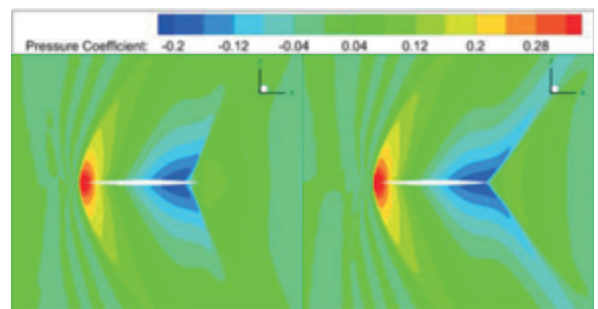


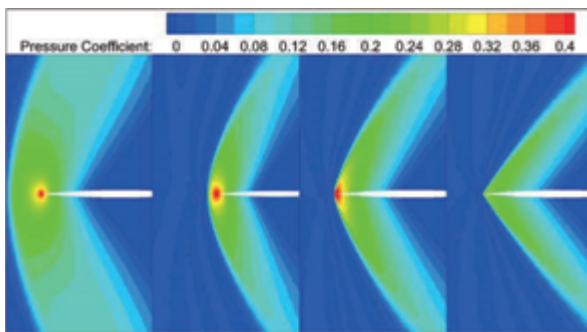
Fig.12 C_D -Mach curves for forward swept wings⑨⑩⑪.



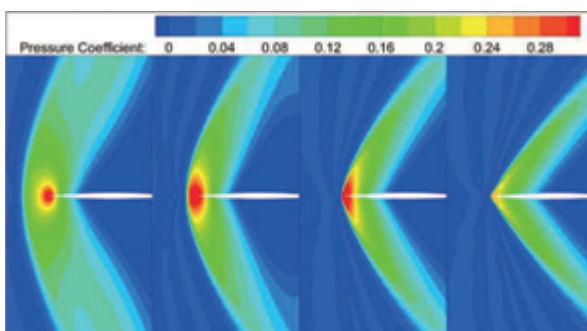
(a) wing⑧(30° 30°) (b) wing⑫(31° 45°)

Fig.13 C_p contour map of forward swept wings ($M_\infty=1.30$).

その要因は前縁での衝撃波の変化を用いて説明できる。超音速流において前縁の衝撃波はマッハ数を大きくすると離脱衝撃波から付着衝撃波へと遷移する。その遷移過程を Fig. 14 に示す。Fig. 14 は前進翼⑧ (30° 30°) の翼断面 (y=0.9) における前縁付近の C_p 等高線図で、 M_∞ はそれぞれ $M_\infty=M_{LE}$, M_{max} , 1.42, 1.60 である。1.42 は M_{tr} より少々大きいマッハ数である。ここで M_{tr} とは非粘性流れの仮定で衝撃波が離脱から付着へと変化する境界の M_∞ である。離脱衝撃波は、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、付着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、離脱衝撃波よりも圧力比が小さく、造波抗力も小さい。Fig. 14 (c) $M_\infty=1.42$ の図において M_{tr} より大きいにもかかわらず衝撃波が付着衝撃波になっていないのは、境界層の影響で翼厚が増加したのと同様な状況になり、付着衝撃波に移るマッハ数が増加したからだと思われる。Fig. 14 と比較して Fig. 15 で前進翼⑫ (31° 45°) の翼断面 (y=0.9) における前縁付近の C_p 等高線図を見てみると、前進翼⑧よりも前進翼⑫は前縁の先端角 θ_{LE} が大きくなるので M_{tr} が変わり、前縁傾斜角がほぼ同じでも M_{max} が大きくずれることが考えられる。



(a) $M_\infty=1.15$ (b) $M_\infty=1.27$ (c) $M_\infty=1.42$ (d) $M_\infty=1.60$
Fig. 14 Shockwaves in the vicinity of leading edge.
(45% Half span wing ⑧ (30° 30°))



(a) $M_\infty=1.15$ (b) $M_\infty=1.27$ (c) $M_\infty=1.42$ (d) $M_\infty=1.60$
Fig. 15 Shockwaves in the vicinity of leading edge.
(45% Half span wing ⑫ (31° 45°))

前縁の衝撃波が離脱衝撃波か付着衝撃波かは、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マッハ数 ($M_1=M_\infty \cdot \cos\Lambda$) を与えることにより、次式で計算できる。 [6]

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

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。30° 前進翼⑧では、 $\theta_{LE}=6.59^\circ$ であるため、 $M_1=1.18$ 、これを一樣流に直すと $M_\infty=1.18/\cos 30^\circ=1.37$ で、この値が M_{tr} である。つまり、 M_∞ が M_{tr} 以上になると付着衝撃波になる。Fig. 16 はテーパのある前進翼⑫をテーパのない前進翼⑧⑨と比較した C_D - M_∞ 線図である。図中の垂線は前進翼⑫の C_D が最大となるマッハ数 M_{max} の値を示し、一点鎖線は前進翼⑫と前縁の前進角が等しい前進翼⑧の M_{tr} の値を示している。この図からテーパのある前進翼では前縁で付着衝撃波が発生した直後に M_{max} になることが分かる。テーパのない前進翼の M_{max} については次章で述べる。

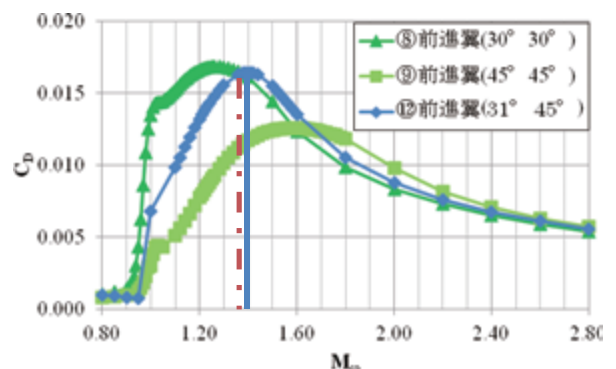


Fig. 16 C_D -Mach curves for forward swept wings ⑧⑨⑫. (M_{tr})

6. 後退翼と前進翼相互の比較 (C_D - M_∞ 曲線)

零揚力状態における鏡面对称のテーパのない翼形状②⑧の Navier-Stokes 計算による C_D - M_∞ 線図を Fig. 17 に示す。また、鏡面对称のテーパのある翼形状⑥⑫の Navier-Stokes 計算による C_D - M_∞ 線図を Fig. 18 に示す。鏡面对称のテーパのない翼では前縁と後縁の傾きが同じであり、Fig. 17 から分かるようにその傾き角が同じであれば、前進翼と後退翼で C_D - M_∞ 線図は定性的に同じであるが、 $M_\infty=1.0\sim 1.4$ あたりでわずかに違いが見られた。また、Fig. 18 のように鏡面对称のテーパのある翼では前縁と後縁の傾きが異なるため、前進翼と後退翼の C_D - M_∞ 線図は異なる。また C_D が最大となるマッハ数 M_{max} 、 C_D の最大値 C_{Dmax} はどちらも前進翼の方が大きい。

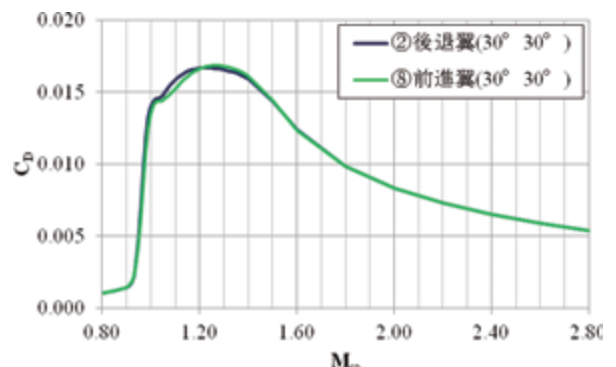


Fig. 17 C_D -Mach curves of a forward swept wing without taper and a swept-back one ②⑧.

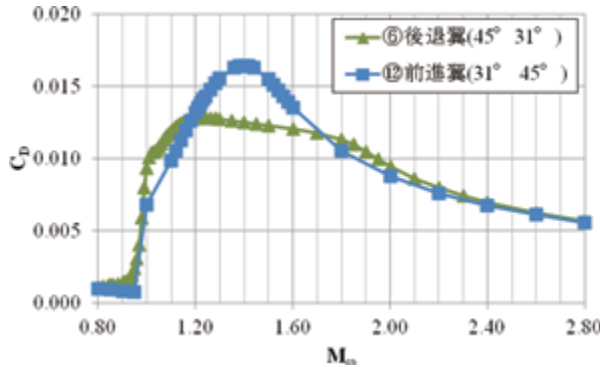
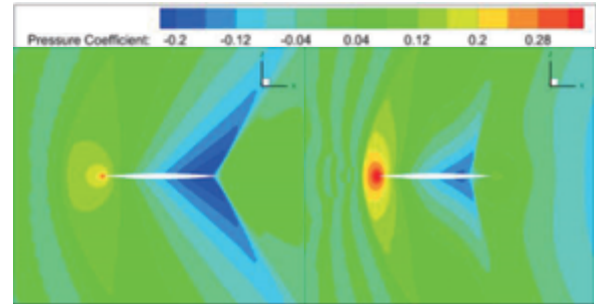
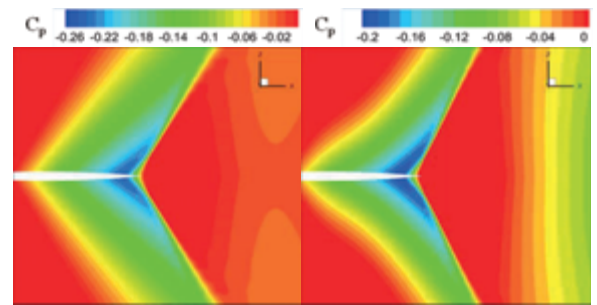


Fig.18 C_D -Mach curves of a forward swept wing with taper and a swept-back one⑥⑫.

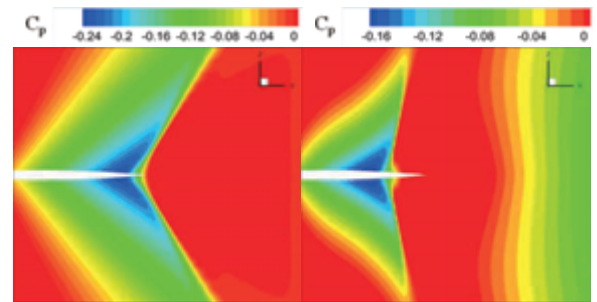


(a) wing⑥(45° 31°) (b) wing⑫(31° 45°)
Fig.20 C_p contour map of swept wings($M_\infty=1.20$).

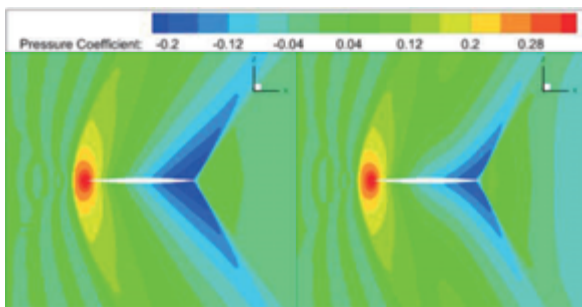
Fig.19に鏡面対称のテーパのない後退翼⑫と前進翼⑧の0.45半スパン位置での翼断面の C_p コンター図を示す。同様にFig.20に鏡面対称のテーパのある後退翼⑥と前進翼⑫の0.45半スパン位置での翼断面の C_p コンター図を示す。Fig.19より、鏡面対称のテーパのない翼は C_D - M_∞ 線図だけではなく C_p コンター図においてもほぼ一致している。後縁で生じている違いは横流れの影響によるものであると考えられる。また、Fig.20より、鏡面対称のテーパのある翼は前縁、後縁の後退角および前進角が異なるため前縁、後縁どちらの C_p 分布も異なっている。Fig.19, 20の前縁に注目すると定量的には異なるがどの形状でも離脱衝撃波が生じていることが分かる。しかし後縁での衝撃波はそれぞれ異なっている。そこで後縁付近の衝撃波の状況を詳しく見るためにFig.21に鏡面対称のテーパのない後退翼⑫と前進翼⑧の0.45半スパン位置での翼断面の後縁の C_p コンター図とFig.22に鏡面対称のテーパのない後退翼⑥と前進翼⑫の0.45半スパン位置での翼断面の後縁の C_p コンター図を示す。後縁における圧力変化を詳しく見るために一様流に回復した後の圧力上昇はすべて赤色で表示される。Fig.21を見てみると後退翼⑫より前進翼⑧の衝撃波の方が内側で形成されていることが分かる。この事がFig.17で見られた $M_\infty=1.0\sim 1.4$ あたりでの C_p 値の違いであると考えられる。



(a) wing⑫(30° 30°) (b) wing⑧(30° 30°)
Fig.21 C_p contour map of swept wings($M_\infty=1.20$).

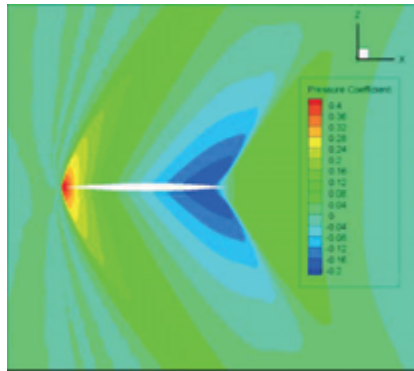


(a) wing⑥(45° 31°) (b) wing⑫(31° 45°)
Fig.22 C_p contour map of swept wings($M_\infty=1.20$).



(a) wing⑫(30° 30°) (b) wing⑧(30° 30°)
Fig.19 C_p contour map of swept wings($M_\infty=1.20$).

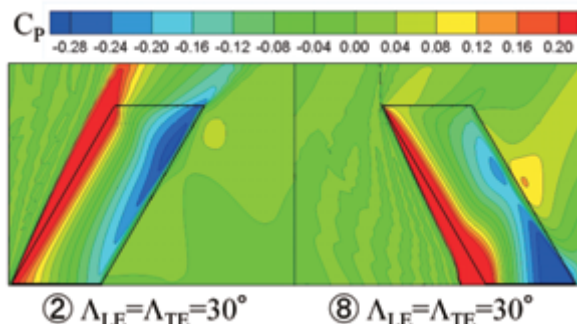
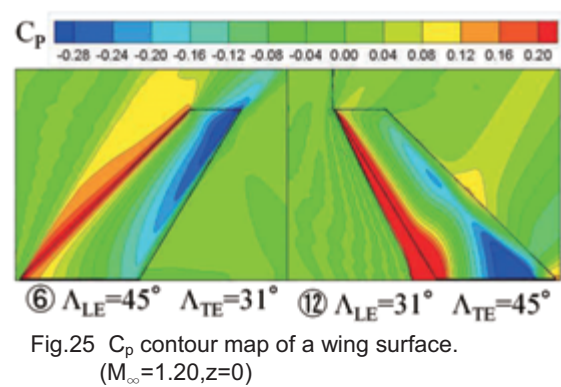
第4, 5章の議論を踏まえて、なぜ同形状のテーパのない後退翼と前進翼の C_D - M_∞ 線図はほぼ一致したのか。これは翼前縁および後縁での衝撃波状態に起因すると考えている。テーパのない翼形状では翼前縁、後縁の後退角および前進角が等しいため前縁と後縁が同じマッハ数で超音速縁になる。鏡面対称のテーパのない後退翼⑫と前進翼⑧の0.45半スパン位置での翼断面の C_p コンター図を示したFig.19を見ると、後退翼、前進翼ともに前縁では離脱衝撃波が発生しているが、後縁では付着衝撃波が発生している。また、Fig.19とFig.20の後退翼⑫と後退翼⑥を見てみると $M_\infty=1.2$ のとき後縁で付着衝撃波が形成されているため $M_{max}=1.23$ となることが考えられる。よって後退翼、テーパのない前進翼では M_{max} は翼後縁で付着衝撃波が形成されたときになるものと考えられる。さらにFig.20の後退翼⑫は $M_\infty=1.2$ のとき前縁と後縁ともにまだ付着衝撃波が形成されていないことが分かる。さらに、Fig.23に $M_\infty=1.4$ のとき的前進翼⑫の0.45半スパン位置での翼断面の C_p コンター図を示す。Fig.23からわかるように前縁で付着衝撃波が形成されている。よってテーパのある前進翼では M_{max} は翼前縁で付着衝撃波が形成されたときになるものと考えられる。



wing 12 (31° 45°)

Fig.23 C_p contour map of swept wings ($M_\infty=1.40$).

次に Fig.24 に鏡面对称のテーパのない後退翼②と前進翼⑧の翼上面の C_p コンター図を示す。同様に、Fig.25 に鏡面对称のテーパのある後退翼⑥と前進翼⑩の翼上面の C_p コンター図を示す。Fig.24 と Fig.25 どちらにおいても後退翼と前進翼で圧力分布状況が異なっていることが分かる。前進翼の後縁中心付近に圧力係数の高い領域が確認できる。これは、翼前縁の翼根部からの擾乱がマッハ線に沿って伝わっているのではないかと考えられる。Fig.24 の後退翼②の翼端の外側や前進翼⑧の後縁の半スパン位置の翼の下流で見られる圧力分布に注目すると、後退翼②では前縁の傾き (30°) に沿って圧力が分布している。前進翼⑧でも翼根前縁から 30° の傾きで圧力が分布している。これらのことから翼の傾斜角 30° と $M_\infty=1.2$ で翼前縁と後縁が超音速になるマッハ数 M_{LE} と M_{TE} が $M_{LE}=M_{TE}=1.0$ となる臨界状況となるのではないかと考えられる。Fig.25 を見ると傾斜角 45° では亜音速前縁および亜音速後縁となっていることが分かる。こちらでも後退翼⑥では (30°) に沿って翼端の外側で圧力が分布し、前進翼⑩では翼根前縁から 30° の傾きで圧力が分布している。よって後退翼では対称面位置からのマッハコーンに沿った圧力分布によって翼後縁の下流に影響は表れていないが、前進翼では対称面位置からのマッハコーンに沿った圧力分布によって対称面位置からの擾乱が前進翼⑧の後縁の半スパン位置の翼の下流に表れている。

Fig.24 C_p contour map of a wing surface.
($M_\infty=1.20, z=0$)Fig.25 C_p contour map of a wing surface.
($M_\infty=1.20, z=0$)

7. 結論

- 超音速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。
- (1) 鏡面对称形状のテーパのない前進翼と後退翼の C_D - M_∞ 曲線はほぼ一致し M_{max} も一致する。
 - (2) 鏡面对称形状のテーパのある前進翼と後退翼の C_D - M_∞ 曲線は一致せず、 M_{max} 、 C_{Dmax} はどちらも前進翼が大きい。
 - (3) C_D - M_∞ 曲線においてテーパのある後退翼は $\Lambda_{LE} \geq \Lambda_{TE}$ であるから後縁で付着衝撃波の発生した直後のマッハ数が M_{max} に与える影響が大きい。
 - (4) C_D - M_∞ 曲線においてテーパのある前進翼はマッハ数を上昇させていく場合、前縁では衝撃波の変化が影響し、付着衝撃波の発生した直後のマッハ数が M_{max} に与える影響が大きい。
 - (5) テーパのない翼形状は後退翼、前進翼どちらにおいても後縁で付着衝撃波の発生した直後のマッハ数が M_{max} に与える影響が大きい。
 - (6) どの翼形状においても翼前縁、後縁いずれかで付着衝撃波ができたマッハ数が M_{max} に与える影響が大きい。

参考文献

- 1) Robert T.Jones , Doris Cohen : 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, 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) 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)