

複葉超音速翼空力設計の現状と課題

米澤 誠仁, 山下 博, 大林 茂

東北大学 流体科学研究所

楠瀬 一洋

東北大学 (現在: 防衛庁技術研究本部)

Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Current Status and Future Direction

Masahito Yonezawa, Hiroshi Yamashita, Shigeru Obayashi, Kazuhiro Kusunose

ABSTRACT

Nowadays, the development of Supersonic Transport (SST) is attracting international attention again. However, in supersonic flights, we face the problem of "sonic boom", which is induced by a shock wave. To alleviate the problem of sonic boom, the idea of reducing shock wave using Busemann biplane has been proposed. The interaction of shock waves between the two wings cancels out or reduces the shock waves created by individual wings. This research discusses two issues about Busemann biplane. One is the unstarted condition during acceleration. The other is the three-dimensional configuration of Busemann biplane. Unstarted condition happens due to the unsatisfied condition with Kantrowitz Donaldson Criteria. Unstarted condition is confirmed by analyzing accelerate phenomenon using Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis. The other important issue is that the shock front should be planar to cancel out the shock waves between two wings. The caret wing induces a planar shock front. Three caret wing configurations are analyzed to examine how the planar shock front are created using CFD analysis.

1. 緒言

近年, 超音速旅客機 (SST) 開発の気運が再び高まってきている。しかしながら超音速旅客機の歴史を見ると, 1972~2003 年までコンコルドが運航されたが, 現在では運航されている機体は存在しない。これは, 超音速飛行がソニックブームによる騒音問題や低燃料消費効率による経済性の悪さなど, 様々な問題を抱えているためである。現状ではこれらの問題を解決する十分な方法が見つかっていない。

本研究では, 従来の超音速旅客機に用いられている一枚翼の形状にとらわれず, 複葉翼のコンセプトを新しく導入する。これにより, 超音速飛行に伴う強い衝撃波を, 翼間での相互干渉を利用して著しく低減させようとするものである。一般に複葉翼採用に伴う大きな欠点は, 翼面積増加による摩擦抵抗の増加である。しかし, 複葉翼による造波抵抗の減少分が摩擦抵抗の増加分より大きければ, 衝撃波による騒音問題の緩和という点で, 超音速旅客機実現の夢に一步近づける。即ち, 超音速飛行を大きく阻害している造波抵抗を出来るだけ摩擦抵抗に置き換えようと言うものである。

超音速の流れにおける薄翼理論 (2次元) [1] によると, 翼面上に発生する造波抵抗は大きく二つに分類される。一つは揚力発生に起因する造波抵抗であり, もう一つは翼の厚みによるものである。揚力のための造波抵抗は, 完全には消滅できないものの複葉翼採用により低減可能であり[2], 又翼厚による造波抵抗は, Busemann 複葉翼 [1] のアイデアに基づいた衝撃波の相互干渉を利用して, ほぼ消滅できる事は知られている[2]。Figure 1 に Busemann 複葉翼の形状を示す。

本論文の目的はこれまでの研究で明らかになったこの複葉翼のコンセプト形状に対する問題点を改めて明示すると共に, 対策案の提案を行う。一つは加速していく時に見られる不始動現象に関して。もう一つは 3次元の翼形状を考える時に重要になる衝撃波面に関して, である。なお, 本研究において CFD 計算は UPACS コード[3]と TAS-code[4]を用い, Euler 計算(非粘性)を行った。また, 設計マッハ数を $M=1.7$ として翼の設計をしている。

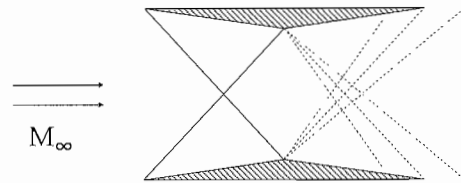


Figure 1 Busemann biplane

2. チョーク流れと不始動現象

2. 1. チョーク流れと不始動現象について

これまで CFD 計算においては定常計算を行ってきた。複葉翼は設計マッハ数より低速での速度領域において, 翼間で流れがチョークして急激に抵抗が増加する領域があることが確認されていた(Fig.2)。しかしながら, 風洞実験による加速試験での検証ではチョーク流れは設計マッハ数に達しても消えないという結果が得られた(Fig.3)[5]。これはインテークディフューザに見られる始動不可の現象と同じものであった。インテークディフューザが始動するためには Kantrowitz Donaldson 条件を満たす必要があり, この複葉翼にも同様の条件が成り立つと考えられる。Fig.4 に始動不可領域(比熱比 $\gamma=1.4$)を示す[6]。今回設計に用いている翼型は翼弦長を c とすると翼厚比 $t/c=0.05$ の三角翼を用いて, 設計マッハ数 $M=1.7$ として理論的に干渉が成立する翼間距離 $y/c \approx 0.5$ に設計している。そのため翼間の入り口断面積 A_t , 翼間の最小断面積 A_2 とすると, $A_2/A_t \approx 0.8$ となる。Fig.4 に当てはめると流入速度が $M=2$ より速い速度にならなくては始動しない。実験においては高マッハ数領域から減速していくことで $M=1.7$ における干渉は再現されている。Fig.5 に $M=1.7$ において衝撃波の干渉が起こっている様子を可視化したものを示す。そこで初期条件のマッハ数を 0.1 ずつ変えながら一つ前のマッハ数での結果を初期条件とした準非定常の 2次元計算を行い, 低マッハ数側から加速した場合に実験同様に不始動現象が起こることを検証した。同時に高マッハ数側から減速していった場合に衝撃波の干渉が起こることを確認した。

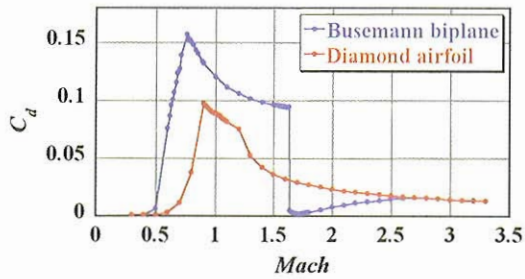


Fig.2 C_d distributions

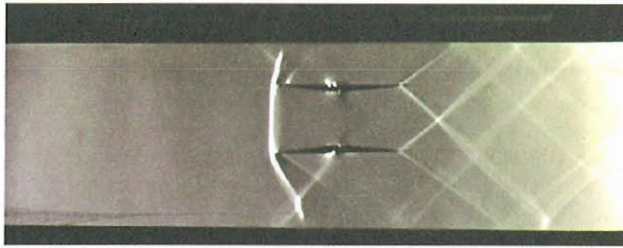


Fig.3 Schlieren photograph of unstart condition at $M=1.7$

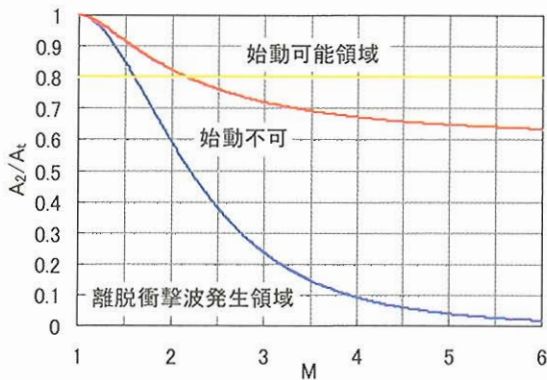


Fig.4 Operational area of the intake diffuser

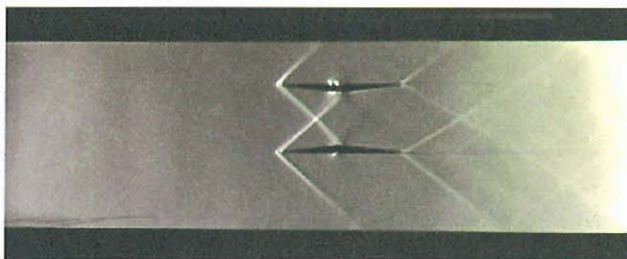


Fig.5 Schlieren photograph of ideal condition at $M=1.7$

2. 2. 計算手法と形状

不始動現象の検証は、行政法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発した UPACS コード[3] を用いて 2 次元 Euler 計算(非粘性)を行った。Fig.6 に計算格子を示す。Busemann 複葉翼の翼先端の翼間距離は $y/c=0.5$ 、翼厚比 $t/c=0.05$ とした。

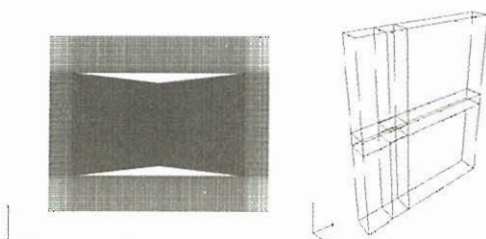
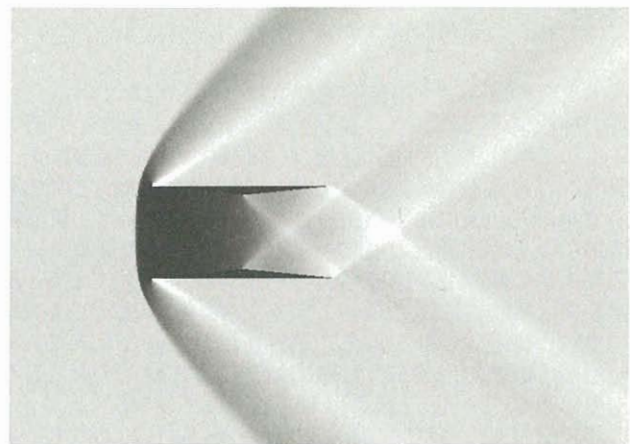


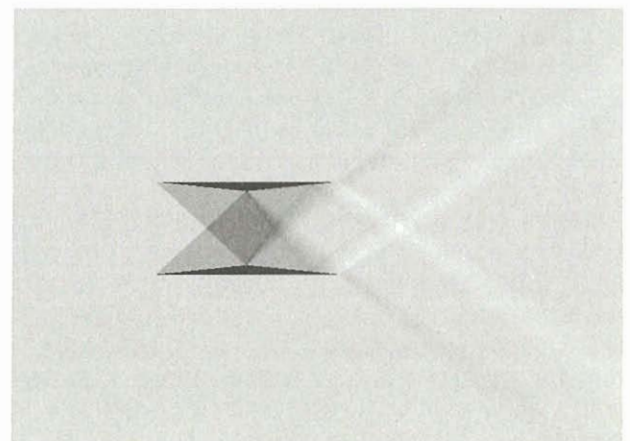
Fig.6 Structure grid of Busemann biplane

2. 3. 計算結果及び考察

Fig.7 に Figs.3,5 に示した実験の可視化図と比較しやすいように gray scale で表した計算結果を示す。Fig.7(a)を見ると、Fig.3 の実験で確認されたように低マッハ数から加速した時は翼間の流れはチョークし、設計点 ($M=1.7$) に到達しても離脱衝撃波がのみこまれないことが確認できた。逆に高マッハ数から減速していった時は、Fig.7(b)を見ると分かるように Fig.5 の可視化図と同じように衝撃波の干渉が行われていることが確かめられた。更に、加速していった時と減速していった時の抵抗係数 C_d の値をこれまでの結果 (Fig.2) に加えたものを Fig.8 に示す。また、Fig.9 には加速時における設計マッハ数 $M=1.7$ からチョークが抜ける $M=2.18$ までの複葉翼周りの圧力係数分布を示す。Fig.9(a) より加速していった時は、設計マッハ数になっても始動不可の状態にあるためチョーク流れになっている。Fig.4 より今回設定した翼形状では $A_2/At=0.8$ であるため、始動し始めるのは $M=2.2$ 付近になる。そこで、更に加速していったも Fig.9(b)-(e)から分かるようにチョークしたままであり、Fig.9(f)になって始動してチョーク流れが消えていることが確かめられた。これにより複葉翼間の不始動現象は、インテークディフューザの始動条件と同じく Kantrowitz Donaldson 条件を満たす必要があることが確かめられた。Fig.8 より、加速している時の抵抗係数の履歴を見てみると $M=1.7$ から $M=2$ を超えた速度までチョークしている間は高い値のままであることが分かる。抵抗係数の値が高い領域が広がることは好ましくないので、今後は翼形状も含めて、回避策を考える必要がある。減速時に関してはこれまでの計算結果と同じ履歴を辿っていることが確かめられた。



(a)Unstart condition



(b)Ideal condition

Fig.7 Calculated C_p distributions around Busemann biplane at $M=1.7$ (Gray scale)

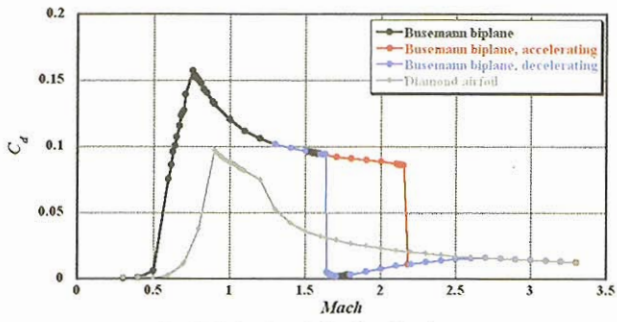
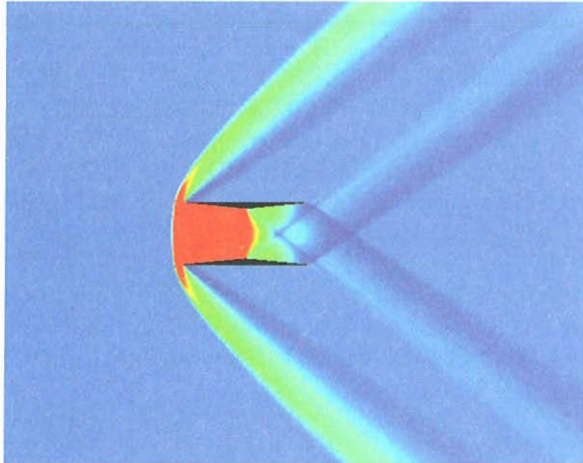
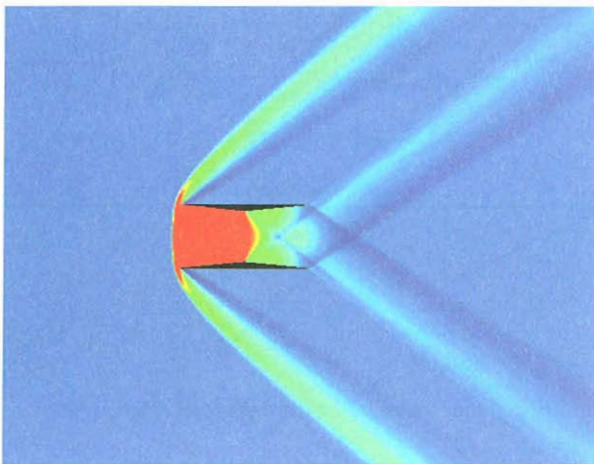


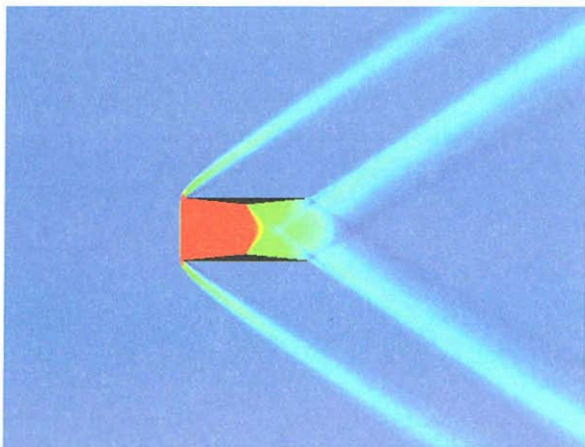
Fig.8 Calculated C_d distributions



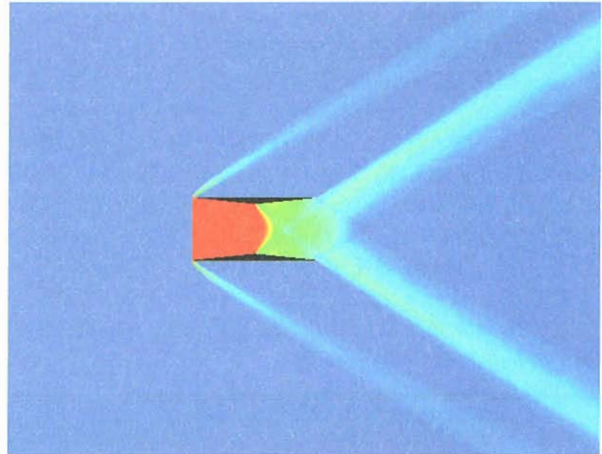
(a) M=1.7



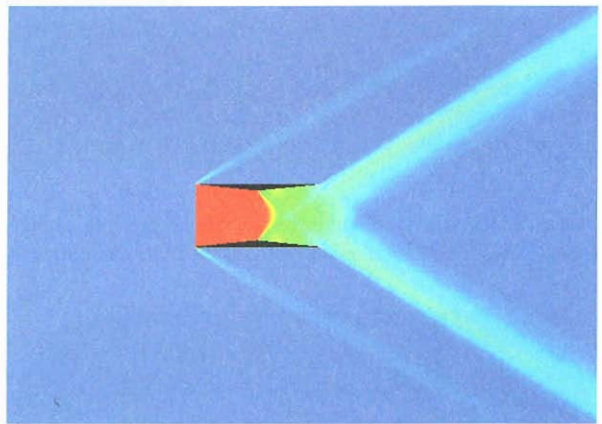
(b) M=1.8



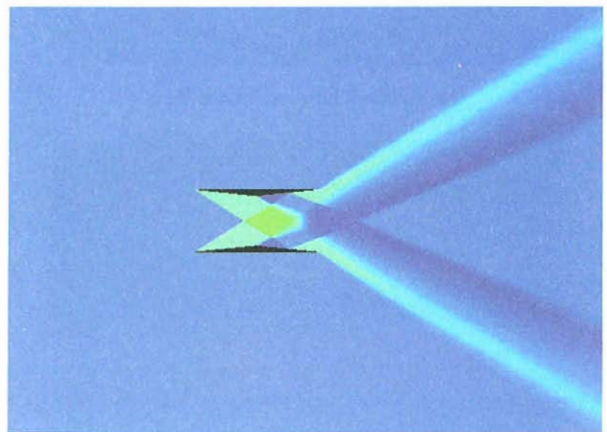
(c) M=2.0



(d) M=2.1



(e) M=2.15



(f) M=2.18

Fig.9 Calculated C_p distributions around Busemann biplane

3. 3次元翼の形成

3. 1. 3次元翼形成の上での問題点

Busemann 複葉翼の3次元な翼を設計するに当たり、これまで問題になってきたのが翼端で発生するマッハコーンである。マッハコーンによって衝撃波の干渉が乱され翼端で大幅に抵抗が増加する。Fig.10にBusemann 複葉翼型の矩形翼における翼端でのマッハコーンによる影響を圧力分布で可視化したものを示す。また Fig.11には Fig.10と同じ矩形翼の $x/c=0.2$ での $y-z$ 面を圧力分布を用いて可視化することで衝撃波面を示すと共に、翼端でマッハコーンが形成されることで衝撃波面が崩れている様子を示す。Fig.12に各翼断面での抵抗係数の分布を示す。

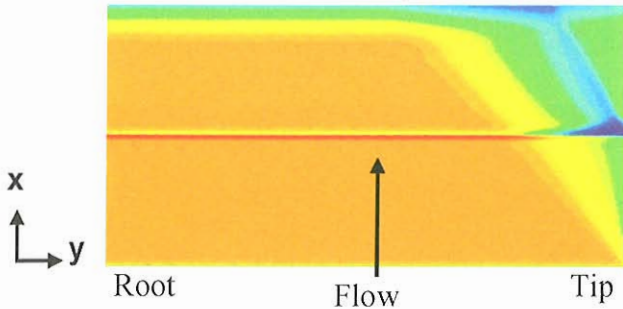
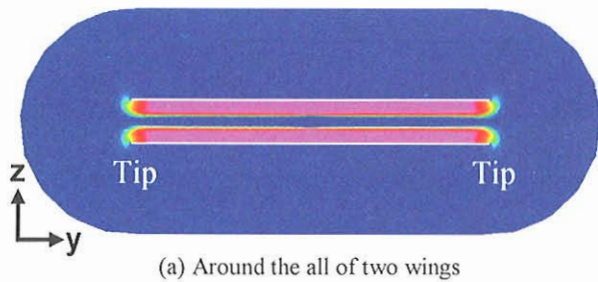
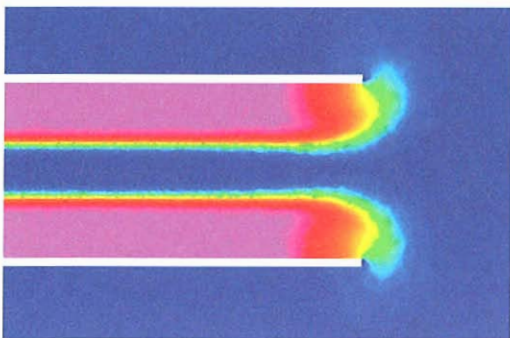


Fig. 10 Calculated C_p distributions on the surface interacting shock waves of the rectangular wing using Busemann biplane



(a) Around the all of two wings



(b) Near the wing tips

Fig. 11 Calculated C_p distributions on $y-z$ cross section at 0.2chord length around the rectangular wing

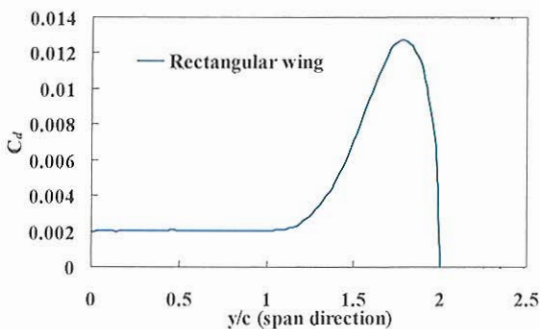


Fig. 12 Calculated C_d distributions along the span direction

3. 2. 衝撃波面と Caret wing

3次元の翼に関してはこれまで Winglet, Tapered wing を提案してきた[7]。Winglet ではどの翼断面でも2次元性を維持できる形状を提案することができた。しかしながら、Tapered wing に関してはどの翼断面でも2次元性を維持する形状を提案できていない。

こうしたこれまでの結果から2次元的な衝撃波を形成するには衝撃波面の向きが重要となる。3次元 Busemann 複葉翼の衝撃波の干渉は波面の形状に依存する衝撃波面が平面であれば2次元的な干渉が再現される。

Busemann 複葉翼と同じように衝撃波面の向きを制御するものとして極超音速旅客機の Waverider[8]の Caret wing が挙げられる。Fig.13に Caret wing の形状を示す。Caret wing は設計マッハ数において、ある物体厚みの形成する斜め衝撃波角に物体前縁が平行になるように設計する。すると物体の前縁を2辺とする三角形平面に衝撃波面を形成する。そのため側面から見ると衝撃波面と前縁が重なる。また物体を $y-z$ 面で切り取ると衝撃波面は直線的になっている。

この Caret wing を基にした Fig.14の3つの形状を使用して、 $y-z$ 断面での C_p 分布を示すことで衝撃波面の形成について得られた知見を述べる。尚、Fig.14(b)がある翼厚に対して発生する斜め衝撃波と一致する前縁を持つ本来の Caret wing であり、側面から見て斜め衝撃波角より浅い角度の前縁を持つ形状を(a)、斜め衝撃波角より深い角度を持つ形状を(c)としている。

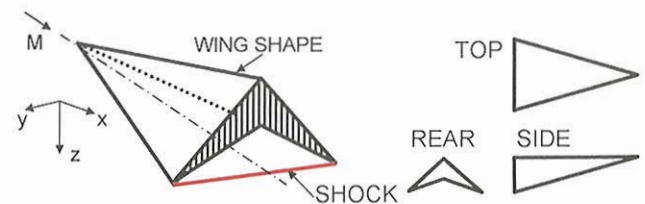


Fig. 13 Schematic views of Caret wing configuration

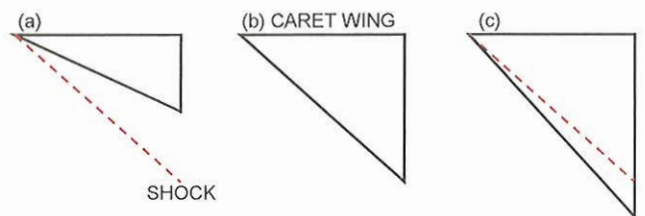


Fig. 14 Side-views of the three different Caret wings

3. 3. 計算手法と条件

3次元計算には非構造格子流体解析ソルバーの TAS-code (Tohoku Aerodynamic Simulation code)を用いて Euler 計算を行った。Fig.10に示したBusemann 複葉翼に関しては設計マッハ数を $M=1.7$ とし、翼厚 $t/c=0.05$ 、翼間距離 $y/c=0.505$ に設定した。Fig.15に計算格子を示す。

caret wing に関しても設計マッハ数を $M=1.7$ とし、翼厚 $t/c=0.05$ として設計した。尚、この時発生する斜め衝撃波の角度 β は $\beta=41.8^\circ$ であった。

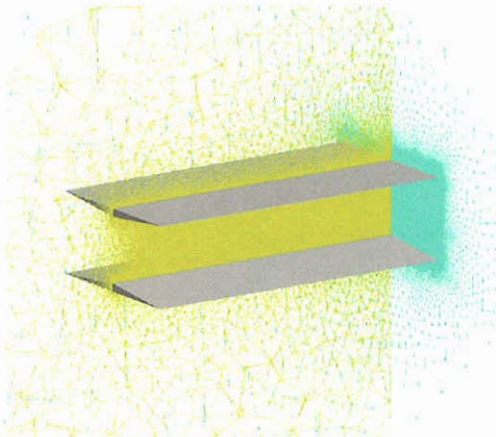


Fig. 15 Unstructure grid and shape of the rectangular wing

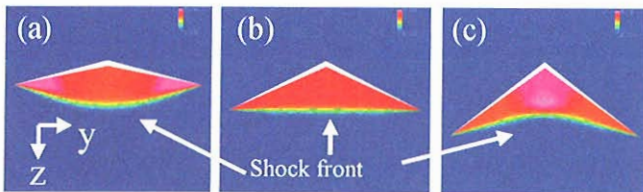
3. 4. 計算結果と得られた知見

Fig.16に Fig.14に示した3形状の $x/c=0.4$ での $y-z$ 断面の圧力係数分布を示す。Caret wing は、Fig.16(b)を見ると Fig.14(b)のように前縁を斜め衝撃波角と平行にすることで直線的な衝撃波面が形成されており、Fig.13に示した理論通りになることが確かめられた。

斜め衝撃波角より浅く翼前縁の角度を設定した Fig.14(a)のような形状では、Fig.16(a)を見ると分かるように衝撃波面は凸面を形成することが確かめられた。翼端付近では僅かながら一様な圧力領域が作られていることから、この付近では平面的な衝撃波面が形成されていると考えられる。また翼根の方は低圧な領域になっている。

斜め衝撃波角より深く翼前縁の角度を設定した Fig.14(c)のような形状では、Fig.16(c)を見ると分かるように衝撃波面は凹面を形成することが確かめられた。(a)と同じように翼端付近では僅かながら一様な圧力領域が作られていることから、この付近では平面的な衝撃波面が形成されていると考えられる。但し、翼根の方は高圧な領域になっている。

以上から Caret wing は Fig.16(b)のようにどの $y-z$ 断面を見ても一直線の衝撃波面を形成する。しかし、Busemann 複葉翼に適用するには衝撃波の位置をもう一方の翼の頂点に持ってくる必要があるため、幾何学的に作り得ない。一方、(a)では衝撃波より翼根で低圧の干渉領域が発生し、(c)では高圧の干渉領域が発生する。以前検証した Tapered wing の中に(a)、(c)に対応する形状があったので、次の節で検証する。

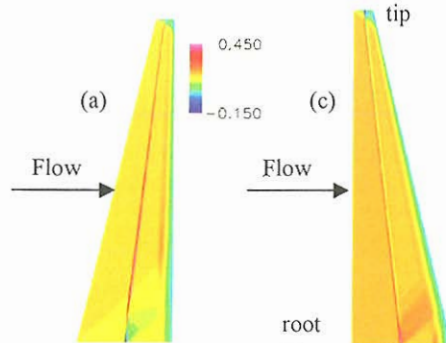
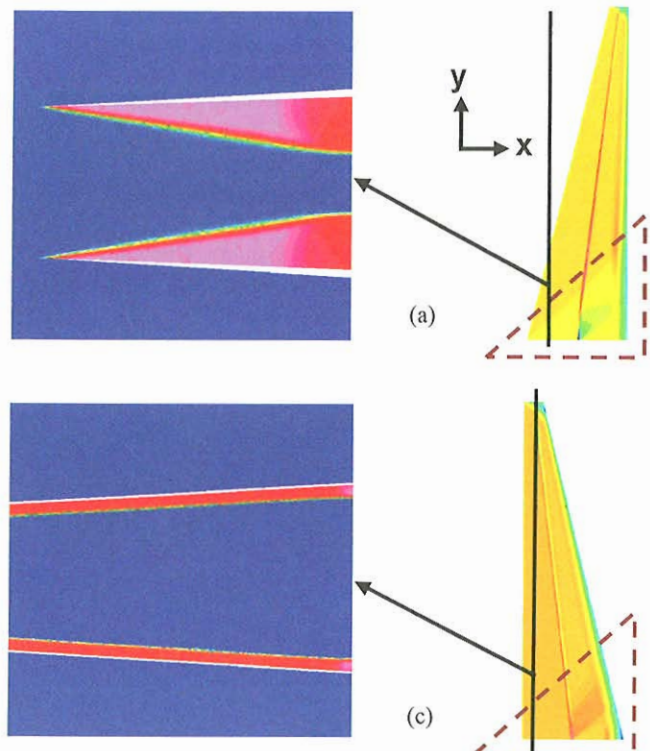
Fig. 16 C_p distributions on $y-z$ cross section at 0.4 chord length

3. 5. Tapered wing の衝撃波面

Fig.17に Fig.16(a),(c)に対応する衝撃波面を形成する Tapered wing 形状の翼表面の圧力係数分布を示す。Fig.18にそれぞれの直線で示した翼弦長位置での $y-z$ 断面の圧力係数分布を示す。また、翼根で低圧もしくは高圧の形成される領域を点線で囲んでいる。Fig.18の断面圧力係数分布を見ると、どちらも Fig.17において干渉が上手くできている領域の断面部分は直線的な衝撃波面を形成していることが確かめられた。また、Fig.16(a),(c)のように翼根では(a)は低圧領域となり、(c)は高圧領域となっていることが確かめ

られた。これにより翼根付近で上手く干渉ができていないことが確かめられた。

以上からこれまで検討してきた Tapered wing 形状は、Caret wing を変形させた Fig.14(a),(c)を翼として用いていたことが分かった。また、矩形翼形状のように衝撃波が干渉するようにするには翼に平行である必要は無いものの、どの断面での衝撃波面も一直線になっている必要があることが確かめられた。

Fig. 17 C_p distributions on Tapered wing surfacesFig. 18 C_p distributions on $y-z$ cross section

4. 結論

本論文は複葉翼のコンセプト形状に対する問題点を明示することで、対策案の提案を行った。

加速時に見られる不始動現象に関しては、インテークディフューザの始動条件と同じく Kantrowitz Donaldson 条件を満たす必要があることが確かめられた。これにより、加速する際に $A2/At$ を上手く調整することでチョーク流れを回避し、低抵抗な形状を作れると考えられる。

3次元形状に関しては衝撃波面に注目して形状について検討してきた。その結果 Fig.14(b)に示した Caret wing 形状でしか、任意 $y-z$ 断面において翼下面に一直線の衝撃波面を作ることができないことが確かめられた。これにより

Busemann 複葉翼では以前検討した winglet wing を除いて翼根から翼端までの全領域において造波抵抗の増加を伴わない形状は有りえないことが確かめられた。しかしながら、winglet wing に関しては実用性にかけるので、Tapered wing 形状に関して検討を進めていく必要がある。つまり Busemann 複葉翼においては翼単体で 2 次元性を全領域で維持するのは困難なので、(a)や(c)の形状を基にして翼を作製し、翼根での 3 次元的な干渉は胴体とのインテグレーションを利用して側壁等を考慮した上で低減を図る必要がある。

参考文献

- 1) Liepmann, H. W., Roshko, A., Elements of Gasdynamics, John Wiley & Sons, Inc., pp.107-123, 1957.
- 2) Kusunose, K., Matsushima, K., Goto, Y., Yamashita, H., Yonezawa, M., Maruyama, D., and Nakano, T., "A Fundamental study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft," AIAA Paper 2006-0654, January 2006.
- 3) Japan Aerospace eXploration Agency (JAXA), Introduction to UPACS, <http://www.ista.jaxa.jp/res/c02/upacs/index.html>.
- 4) Murayama, M. et al, "Viscous Flow Computations of Aircraft with Changing Control Surface Deflection using Unstructured Grids," AIAA Paper 2003-3660, 2003.
- 5) Furukawa, T., et al, "Experimental and Theoretical Examinations on Shock Wave Phenomena for Silent Supersonic Biplane," TFI-2006, June 2006.
- 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.166, 1994.
- 7) 米澤誠仁, 山下博, 大林茂, 楠瀬一洋, "超音速流中における複葉翼の効果," 第 37 回日本航空宇宙学会年会講演集, pp.189-190,, 2006.
- 8) K., G., Bowcutt, J., D., Anderson, and D., Capriotti, "Viscous Optimized Hypersonic Waveriders," AIAA Paper 87-0272, 1987.