

ツイン斜め翼を持つ極超音速機の提案とその空力特性

馬場 一郎, 鈴木 宏二郎 (東京大学)

A Proposal and Aerodynamic Characteristics of Hypersonic Aircraft with Wing having X-shaped Plane form

BABA Ichiro, SUZUKI Kojiro (The University of Tokyo)

ABSTRACT

To develop a hypersonic aircraft, the aerodynamic shape design must be conducted to show high performance in a wide range of flight regime from low-speed to hypersonic speed. To realize that, variable geometry wing seems promising. In this paper, a hypersonic aircraft having a novel type of wing called "twin-oblique wing", which is composed of a pair of two oblique wings, was proposed. These two oblique wings are attached to the fuselage via a common pivot and rotate in a symmetric manner with respect to the center line around the pivot. Thanks to such symmetrical geometry, the asymmetric forces and moments that appear in the case of a single oblique wing would be canceled. Hypersonic aerodynamic characteristics of this aircraft was estimated with Newtonian impact theory. The preliminary design was improved following the result of estimation, and then experimental model was made for the hypersonic wind tunnel test at Mach number 7. The result of the experiment show that the aerodynamic interference between the wings and fuselage significantly degrades the lift-to-drag ratio in comparison with that of conventional delta wing. After that, further modification was suggested to improve the aerodynamic performance.

1. はじめに

近年、より高速での旅客・貨物移動手段として、また宇宙利用の拡大に伴う再利用可能で高効率な宇宙輸送手段に対する需要への回答として、極超音速航空機の研究開発が各国で行われている。

例えば JAXA は、マッハ5で飛行する極超音速機の研究を進めている¹⁾。この機体を使用すると、現在10時間程度を要する東京-ロサンゼルス間の太平洋横断飛行が2時間程度に短縮される。また日本と欧州の共同プロジェクトである HIKARI でも同様に、マッハ5で飛行する極超音速旅客機が検討された²⁾。

極超音速機の宇宙輸送への応用としては、サブオービタルプレーンや二段式宇宙輸送機 (two-

stage-to-orbit, TSTO) がある。極超音速機は TSTO の第一段として加速飛行し、第二段の分離後に地上に戻るといった運用が想定されている。従来の垂直発射型ロケットと異なり、通常の飛行場から離発着できるため機体の運用と再利用が容易であることや、ロケットエンジンより比推力の高い空気吸込式エンジンを使用することで従来ロケットより高効率な飛行を実現できるなどの利点があると考えられている。

このように多様な用途が期待される極超音速機だが、これまで研究されてきたものは waverider 形状であったり後退角の大きなデルタ翼を持っているなど、アスペクト比が小さく高速飛行に最適化された機体形状が特徴である。このような大後退角を持つ形状は極超音速飛行時

の抵抗低減に効果的であり高い空力性能を持つことが知られている。

一方でこうした形状は低速飛行時の性能低下を招く。Benoliel³⁾は、後退角の大きな主翼を持つ航空機の低速時におけるピッチ方向安定性は、主翼前縁から発生する不安定な渦流れによって大きく影響を受けることを示した。実際にこのような低速性能の悪さから、従来提案されてきた極超音速機体ではかなり高速の離着陸速度が設定されており、実現に向けての障害の一つとなっている。高速性能を維持しつつこうした低速域での性能を向上させることは、極超音速機の実現に向けた重要な課題である。低速時の飛行効率向上のためには翼幅が大きくアスペクト比の大きな主翼が望ましいが、これはデルタ翼や waverider では実現できない形状である。

飛行速度に応じて主翼後退角を変化させ最適形状を実現する可変翼機構は、この課題解決の方法として有望である。可変翼の一種に斜め翼があるが、これは左右両翼それぞれが回転のためのピボットをもつ通常の可変翼と異なり、翼中央にピボットが1つあり、これを中心として翼全体が回転し後退角を変えるものである。従って高速時に後退角を大きくする場合には、片方の翼端が後退しもう片方の翼端が前方に突き出すような翼形状になる。斜め翼は回転ピボットを1つしか持たないためピボットを2つ持つ通常の可変翼に比べて構造の簡略化が可能であり、信頼性の向上や構造重量の減少が見込める。

斜め翼は後退角を大きく変えることができ、極超音速域においても高効率を示すと考えられる。吉田⁴⁾は、単独の斜め翼に対して極超音速流中の風洞実験と数値的な性能推算を行い、斜め翼は従来のデルタ翼に比べ極超音速流中で高い揚抗比を持つことを示した。このことから、斜め翼は高速飛行において、また主翼の回転変形を元に戻し高アスペクト比とすることで低速飛行においても、高い性能を発揮することが期待

される。

一方で、斜め翼は後退角を大きく変化させたときに機体のモーメントや操縦性に問題が発生することが知られている。例えば Campbel ら⁵⁾によると、斜め翼はデルタ翼に比べ低い抵抗値を示す一方で、後退角を大きくするとエルロンの効きが減少する。

また NASA によって 1980 年から行われた斜め翼実験機 AD-1 の飛行試験では、翼の後退角が大きくなるに従ってロール方向の操縦性が落ちることがわかった⁶⁾。さらに、横力が後退角の増大に従って大きくなり、機体のトリムに影響が出ることも報告された。例えば後退角が 60[deg] の時には、トリムを取るために機首を右方向に 1[deg] の横滑りと右翼を下げる方向に 7[deg] のバンク角が必要ということがわかった。また、機体の左右非対称性によって揚力分布も非対称になり後退側の翼端が失速を起こし、それによりさらなるローリングモーメントが発生する。このロールを打ち消すためにエルロンを使用すると失速傾向が加速し、より高速域で失速が発生するという問題も報告された。

上記の問題は斜め翼機の非対称形状に起因するため、斜め翼機が高速域でも対称形状を維持できれば問題を解決できる可能性がある。本研究ではこれを実現するため、2枚の斜め翼を持ちそれぞれが互いに反対方向に展開する機体を提案する。以降この機体をツイン斜め翼極超音速機と呼ぶ。高速域では2枚の斜め翼はそれぞれ共通のピボットを中心に後退角が大きくなるように回転するが、互いに逆方向に回るため上面図が X 字状になる。これにより左右対称性を崩すことなく、斜め翼の高速における利点を活かすことができると考えられる。

このような主翼形状は oblique biplane として亜音速/超音速領域の航空機で過去に検討されているが、例は少ない。ドイツでは第二次世界大戦中に Messerschmitt P 1101/ XVIII-108 とい

う oblique biplane が計画された⁷⁾。また Kim ら⁸⁾ は超音速 oblique biplane の形状を設計し空力性能を数値計算と風洞試験によって調査した。この中で、遷音速・超音速の低マッハ数領域では、後退角が大きくなるにつれ従来の左右対称な可変翼と比べ抗力が小さくなることが報告された。

このような斜め翼 2 枚を持つ航空機形状を極超音速域で使用するることについての研究はまだなされていない。したがって本研究では、ツイン斜め翼極超音速機を提案し、数値計算での性能推算と極超音速風洞実験を行う。本研究の目的を以下にまとめる。

- これまでの極超音速機研究は極超音速飛行にのみ焦点を当てており、低速域での飛行性能低下を招いている。本研究では簡便な機構での飛行速度ごとの最適な後退角の実現、さらに定常飛行時の姿勢の問題解決のためにツイン斜め翼極超音速機を提案し、この機体が極超音速飛行に適するかどうかを調査する。本論文では、主にコンセプト機体の設計方法について論じる。
- ツイン斜め翼極超音速機の性能調査や機体周りの流れ場の調査のため行った極超音速風洞実験の結果をもとに、コンセプトの改良設計を行う。

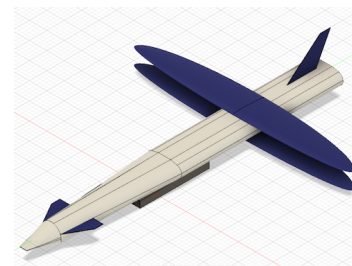
2. 新形態の極超音速機の提案

2.1. 概要

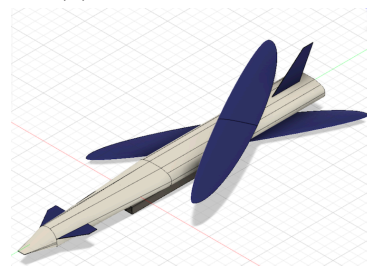
図 1 に提案するツイン斜め翼極超音速機コンセプトの初期機体を示す。

この機体は胴体の上下に 1 枚ずつの斜め翼を持ち、高速飛行時にはそれぞれの翼が互いに逆方向に回転変形する。従って高速飛行時には翼の上面図が X 字型になり、形状の左右対称性が保たれる。このため、従来の斜め翼で発生した機体姿勢の問題を解決できる可能性がある。

超音速飛行時に主翼端が機首から発生する衝



(a) 垂直飛行時の形態



(b) 超音速飛行時の形態

図 1 ツイン斜め翼極超音速機 初期機体 概念図

表 1 ツイン斜め翼極超音速機の諸元

全長 [m]	94
主翼スパン長 [m]	62.5
各主翼面積 [m ²]	433.8
主翼アスペクト比	9
巡航マッハ数	5
航続距離 [km]	10,000

撃波の外側に突き出し抵抗を増加させることをできるだけ防ぐため、機体後部に主翼を配した。推進機として空気吸込エンジンを機体下部・主翼前方に搭載する。主翼後方としなかったのは、主翼が後ろ寄りの配置であるため後部にエンジンを配置すると下側主翼の回転と干渉する恐れがあるためである。翼のピボットや客室・ペイロードなどが機体後部に位置し、重心が後ろ寄りになることが考えられるため、通常の水平尾翼ではなくカナードを持つ機体構成とした。

2.2. コンセプトの検討・設定

以下、旅客機としての使用を考慮して機体のおおまかな諸元を決定した。JAXA の極超音速機検討案¹⁾ や HIKARI²⁾ における検討を参考

表 2 ペイロード重量とシートサイズの設定

乗客 (100 人)	体重 [kg]	80
	荷物 [kg]	30
客室乗務員 (5 人)	体重 [kg]	80
	荷物 [kg]	14
クルー (2 人)	体重 [kg]	80
	荷物 [kg]	14
シート	幅 [cm]	50
	ピッチ [cm]	120
通路	幅 [kg]	55

に、巡航マッハ数 5、乗客数 100 人、航続距離は 10,000[km] を想定した⁹⁾。これは東京-ロサンゼルス間 (8751[km]) の太平洋横断飛行が可能な航続距離である。さらに、ペイロードとして乗客と客室乗務員、クルーと各員の荷物を考慮し、文献 10) を参考にそれぞれの重量を表 2 のように見積もった。キャビンアテンダントは乗客 20 人につき一人配することとした。これを合計するとペイロードは 11,658[kg] となった。これは JAXA の極超音速旅客機検討とほぼ同等であることから、機体規模は同一であると仮定して、飛行時の総機体重量は文献 1) より 3.76×10^5 [kg] と設定した。

これまで研究されてきた極超音速機の翼面荷重の値を参照し、本機の翼面荷重は 400[kg/m³] と決定された。この翼面荷重と重量とを用いて、主翼面積は 867.5[m²] と決定された⁹⁾。主翼の平面形状には、低速飛行時の誘導抵抗の低減を考慮して楕円翼が採用された。低速飛行においてはスパン長が長い主翼が有利であるため、主翼面積が一定の場合はできるだけアスペクト比を高めることが望ましい。したがって、通常の旅客機と同等のアスペクト比 9 が採用された。

また、キャビンのサイズは文献 10) を参考に決定した。重心が後ろ寄りになることが予測されるため、キャビンは遷音速旅客機のように前後に細長くすることで重心位置がキャビン内に存在

し、重心位置の移動をペイロードの配置により抑制することを目指す。現在のエコノミークラスとビジネスクラスの中間に位置する席配置とし、シート幅は 50[cm]、シートピッチは 120[cm] とした。胴体幅を抑えるために単通路機とし、席配置は 1 列に通路を挟んで 2 人掛けシート 2 つ、25 列シートとした。この結果キャビンは、壁面構造部材のための余裕を合わせて直径 3[m]、長さ 30[m] の円筒形状となった。またコックピットは、安全性とキャビンへのアクセス性を考慮してキャビンの先頭に接続する形で設置する。

本機体は燃料として液体水素 (LH2) を使用する。必要燃料量は揚抗比によって変化するが、機体形状をおおまかに決定するための概算を行い、950[m³] と決定された。⁹⁾ この結果はあくまでも暫定値であり、将来的には航続距離と L/D 等の関係から最適化設計が行われるべきであるが、本研究ではコンセプトの胴体形状を規定するためにこの値を使用してタンク配置を考案した。タンクは水素の蒸発を防ぐため高い内圧が求められることから、円筒形状とした。タンク内への熱伝達による液体水素の蒸発を防ぐため、文献 11) を参考に機体外壁とタンク間は 15~20[cm] あける。この間には機体表面の断熱材や機体主構造・フレーム及びタンク断熱材が配される。また、燃料タンクがキャビンに隣接するため、相互の伝熱と安全性を考慮してキャビンとタンクの間には防護壁を設けた。機体形状は、キャビン・液体水素燃料タンクの内部配置を考慮して決定された。

3. 初期機体性能の推算と改良設計

3.1. 性能推算の方法

図 1 のように概要を決定した機体について、ニュートン流理論を用いて機体性能を推算した。ニュートン流理論は極超音速流中の物体にかかる流体力を簡便に精度よく推算できる方法であり、極超音速流の推算において頻繁に使用され

る^{12, 13)}。

性能推算を行うにあたり、できるだけ単純化した形状により主翼形状ごとの差異を抽出するため、また計算の簡単化のために、初期機体からカナード翼・尾翼・エンジン部分を取り除いたモデルを使用した(図2)。後退角を50[deg]から80[deg]まで10[deg]ずつ変化させたモデルに対して推算を行った。主翼翼型にはNACA0012を使用した。

3.2. 推算結果とコンセプト設計の改良

設計した初期機体モデルに対してニュートン流理論による解析を行って得た揚抗比の結果を図2に示す。迎角を0[deg]から25[deg]まで変えた時の揚抗比を、主翼後退角ごとにプロットしている。図中の色が異なるプロットは、それぞれ凡例にある主翼後退角を持つ機体のプロットである。図より、後退角の大きさによって差はあるものの、迎角10[deg]程度で最大揚抗比を実現することがわかる。また後退角ごとに見ると、後退角60[deg]以上にすると最大揚抗比が3を超えることがわかる。揚抗比が大きいほど航空機は燃料消費を抑え効率よく飛行できるため、飛行フェーズのうち最も長い巡航状態での揚抗比をできるだけ上げることが望ましい。したがって、巡航時の迎角を10 [deg]付近にとるとよいと考えられる。一方で旅客機としての運用を考慮すると、大迎角は乗客の快適性を損なう原因となる。また宇宙輸送機としてパイロットや第2段の固定を考慮しても、できるだけ水平に近い状態で保持することが望ましい。そこで機体コンセプトを、機首を中心に胴体と主翼を下向きに10[deg]回転させたような形状へと変更した。この新たなコンセプトを図3に示す。以下、このコンセプトを改良機体1と呼ぶ。図3には主翼の後退角60[deg]の状態を示している。これにより主翼・胴体下面は機体が水平定常飛行の状態に10[deg]の迎角を持つことになるた

め、揚抗比最大の領域付近で水平巡航を達成できると考えられる。

この設計変更に伴い、主翼と尾翼の干渉を考慮して主翼の取り付け位置が前進した。さらに、機体形状の変更により、機体内部の配置は2.2節で検討したのから一部変更された。キャビンや燃料タンクは、容積を保ったまま形状や個数を変更した。機内の配置を図4に示す。図中緑色で示されているのが液体水素燃料タンク、黄色い円筒は客室/パイロットキャビン、赤色の円筒がコックピットである。2枚の斜め翼のピボットはキャビンの後側、キャビンと後部燃料タンクの間配置されている。機首部分のスペースは、カナード翼の遊動機構と前脚の収納スペースとして使用される。コックピットはキャビンとの接続性を重視した結果直接外を視認できない位置にあるため、外部カメラを使用し操縦者にスクリーンを通して機体外部の視界を提供するシステムが必要である。

なお、胴体形状以外の諸元は初期機体と同様である。

4. 改良機体1の性能解析

改良機体1について、極超音速風洞実験を行い、その結果からその極超音速流中における性能を評価する。初期機体と同様に、改良機体1についてもコンセプトからカナード・尾翼を除いたモデルを用いた。さらに比較のため、改良機体1の胴体にデルタ翼を備えたモデルについても実験を行った。風洞実験モデルの一例を図5に示す。

使用した風洞は東京大学柏キャンパスの極超音速風洞である¹⁴⁾。主流マッハ数は7とした。

文献9)より、この実験の結果から、ツイン斜め翼機体はデルタ翼機体よりも揚抗比が低いことがわかり、飛行効率が悪くなることが予想される。さらに胴体だけの模型が最も揚抗比が良いことが示されており、翼をつけることで翼が

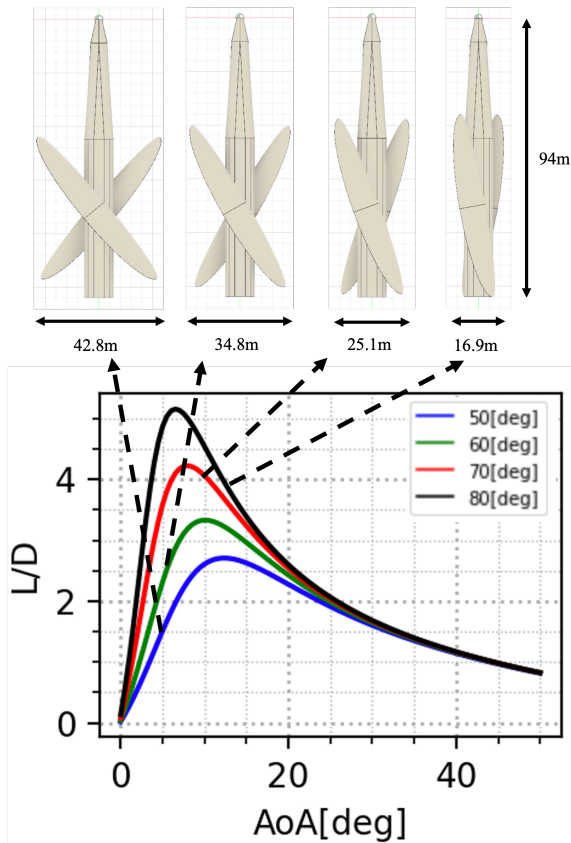


図2 初期機体 計算モデルと揚抗比推算結果

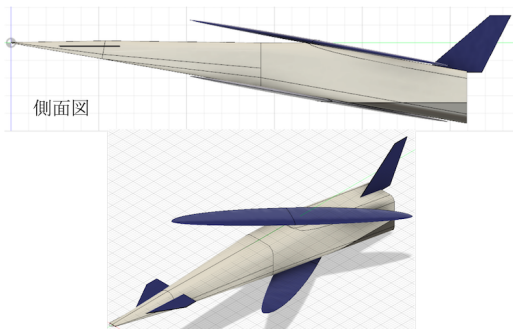


図3 ツイン斜め翼極超音速機 改良機体 1 (ISTS⁹) の図より作成)

胴体単体の性能に干渉し揚抗比を下げていることがわかる。ここでツイン斜め翼の揚抗比が低いのは、デルタ翼よりも機体周りの流れや胴体との干渉が激しいため、抵抗が増しているからと考えられる。

図6は、極超音速流中のツイン斜め翼模型の機体下側からのシュリーレン写真である。機種

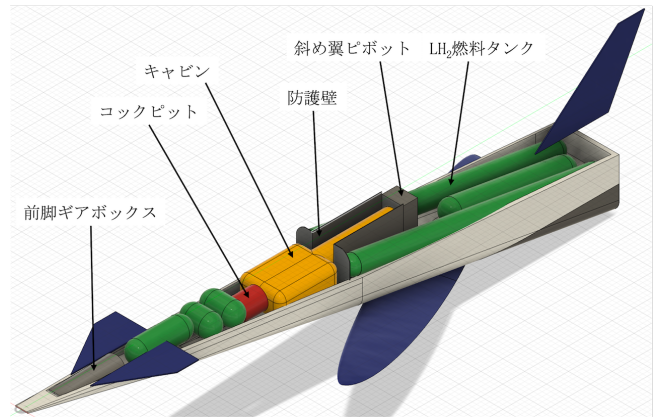


図4 改良機体 1 内部配置

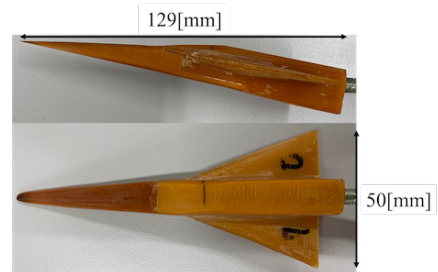


図5 極超音速風洞実験模型 (デルタ翼)

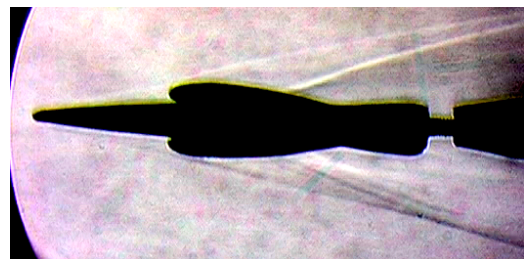


図6 シュリーレン写真 ツイン斜め翼 後退角 80[deg]

や主翼端、また主翼と胴体の付け根など、さまざまな場所から衝撃波が立つ複雑な流れ場が形成されていることがわかる。さらに、主翼端に注目すると、前進側の主翼端は機首から発生する衝撃波と接触しており、わずかに衝撃波の外側に突き出してそこで新たな衝撃波を形成していることがわかる。このような干渉が存在する複雑な流れ場によって、ツイン斜め翼機体の揚抗比が悪化していると考えられる。

5. 機体の再改良: 改良機体 2

4 節での議論をもとに、改良機体 1 の設計をさらに修正する。以降、この再改良を施した機体を改良機体 2 と呼ぶ。

先の議論で見たように、ツイン斜め翼機体においては主翼が胴体と干渉し、性能を伸ばすのではなくむしろ阻害するように働いていると考えられる。そこで改良機体 2 においては、主翼が揚力発生に寄与しつつできるだけ胴体と干渉しないようにすることで、揚抗比を向上させることが試みられた。以下にその具体的な方針と改良設計案を示す。

5.1. 主翼と胴体の迎角の個別最適化

初期機体から改良機体 1 への修正においては、胴体と主翼を合わせた模型についてニュートン流解析を行い、その結果をもとに主翼迎角と機体底面の傾きを同一角度として設けた。しかし実際には、主翼と胴体は異なる形状の物体であり、それぞれ単体で考えると最大揚抗比を発揮する迎角は異なると考えられる。したがって、主翼と胴体底面の最適迎角を別個に求め、水平定常飛行における主翼迎角と胴体底面の傾きがそれぞれその角度になるように組み合わせることで、機体全体としての L/D の向上が可能と考えられる。

改良機体 1 の主翼と胴体それぞれについて、別個にニュートン流解析がなされた。結果を図 7 に示す。図中凡例の翼単体について、角度はそれぞれの翼の後退角を表している。この結果より、翼単体では後退角 80[deg] の翼を用い、迎角 7[deg] に設置すると最も良い揚抗比を発揮することが示される。これは、風洞試験において後退角 80[deg] の模型が最も良い揚抗比を示すことも整合していると考えられる。一方胴体については、迎角 -1.5[deg] 付近で最も高い揚抗比を示すことがわかる。ここで 3.2 節で述べた通り、胴体の下面は 10[deg] の傾きを持っている。

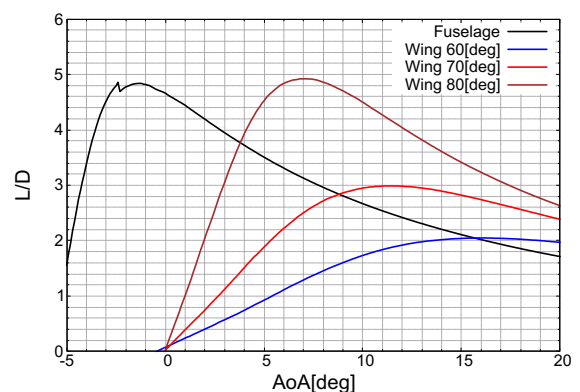


図 7 ツイン斜め翼/胴体 揚抗比 ニュートン流計算結果

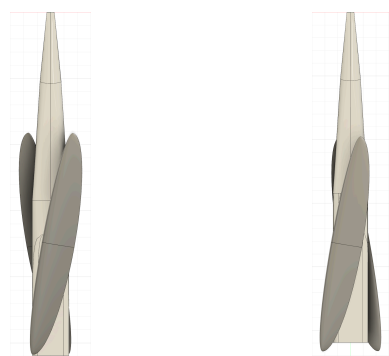
よって巡航時にこの胴体の迎角を -1.5[deg] とすると、下面の傾きは 8.5[deg] となる。

以上より、改良機体 2 においては、主翼の回転角を 80[deg] として水平飛行時に迎角 7[deg] となるように機体に取り付けるとともに、機体底面の傾きを 8.5[deg] とするように設計の修正がなされた。

5.2. 主翼回転軸の後退

主翼の前側翼端が機首から発生する衝撃波の外側に突き出すことを防ぐことによって、造波抵抗の低減が見込まれる。これを達成するためには、修正前の模型では機体の前側で胴体幅から大きくはみ出していた主翼を修正し、胴体前側でののはみ出し幅を小さくすればよいと考えられる。

このため、主翼の回転軸を後ろ側にずらす修正が行われた。改良機体 1 までは、回転軸は主翼翼根上にあり、主翼の平均空力翼弦における 25% 翼弦長位置となっていた。この点は主翼の空力中心に近いと考えられるため、飛行中にピボット軸にかかるモーメントの変化を抑制する意図でこの点にピボット軸を置いたものである。改良機体 2 については、回転軸位置を風洞模型上において翼弦方向に 5mm 後退させることとした。この結果、ピボット回転軸位置は翼根に



(a) 改良機体 1 (b) 改良機体 2

図 8 改良機体の上面図 後退角 80[deg]

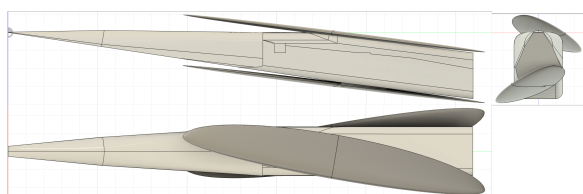


図 9 改良機体 2 風洞模型三面図

おける翼弦長 63% 位置に後退している。

改良機体 1、2 の後退角 80[deg] における上面図を図 8 に示す。主翼回転軸の後退により、改良機体 2 においては機首側における主翼の胴体幅からはみ出しが小さくなっている。

5.3. 改良機体 2 の概要

以上を踏まえて設計を改良した改良機体 2 の風洞模型の概要を図 9 に示す。基本的な機体構成には変化はなく、実機はこの模型に改良機体 1 と同様のカナード・尾翼を付け加えた形状を想定している。機体内部の配置については、胴体形状がほぼ変わらないことから改良機体 1 と同様としている。

6. 結論

本研究では、極超音速機の高速度性能を維持しつつ低速性能を高めることで極超音速機を実現に近づけるため、可変翼の一種である斜め翼を極超音速機に適用することを提案した。さらに

斜め翼が持つ、後退角が大きい状態での飛行中の横力やローリングモーメント発生の問題を解決するため、斜め翼を複葉状に 2 枚配置し、互いに逆方向に回転変形させるツイン斜め翼極超音速機を提案、改良した。この機体の極超音速流中での性能を調査するため、ニュートン流理論による解析と極超音速風洞実験を行い、機体コンセプトと風洞模型の設計再改良を行った。主な結果は以下の通りである。

- ツイン斜め翼極超音速機の諸元を検討し、コンセプトモデルを設計した。この模型に対するニュートン流解析の結果、翼の迎角 10[deg] 付近で揚抗比最大の飛行が達成されることがわかり、機体軸の迎角 0[deg] の状態で翼の迎角 10[deg] が達成できるように 10[deg] 傾いた形状 (改良機体 1) へと機体モデルを改良した。
- 改良機体 1 について極超音速風洞実験を行い、揚抗比に関する実験結果をもとに機体コンセプトの改良設計を行い改良機体 2 とした。まず機体全体として揚抗比を高めるために、胴体と主翼に対してそれぞれニュートン流解析を行い、それぞれ揚抗比最大を実現する迎角になるように胴体と主翼を組み合わせた。さらに、主翼と胴体周りの流れの干渉を抑制するため、主翼回転軸の位置を後退させて機体前側で主翼が胴体幅からはみ出さないように変更した。

今後は改良機体 2 について風洞実験を行い性能を確認するとともに、流れ場の詳細な解析を通して主翼と胴体の干渉の様子を捉えたいと考える。

参考文献

- (1) 極超音速旅客機の実現に向けた研究開発, 航空機国際共同開

- 発促進基金 解説概要 24 - 4, <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/24-4.pdf> (accessed October 1, 2022).
- (2) Blanvillain, E. and Gallic, G., HIKARI: Paving the Way towards High Speed Air Transport, 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Glasgow, Scotland, AIAA 2015-3676, July 2015.
- (3) Benoiel, M. A., Aerodynamic Pitch-up of Cranked Arrow Wings: Estimation, Trim, and Configuration Design, Ph.D. Thesis, Virginia Polytechnic Institute & State University, 1994.
- (4) 吉田嶺, 斜め翼の極超音速空力特性に関する研究, 修士論文, 東京大学, 2021.
- (5) Campbell, P. J. and Drake, M. H., Investigation of stability and control characteristics of an airplane model with a skewed wing in the Langley free flight tunnel, NACA TN 1208, May 1947.
- (6) Sim, G. A. and Curry, E. R., Flight Characteristics of the AD-1 Oblique-Wing Research Aircraft, NASA TP-2223, March 1985.
- (7) Hirschberg, J. M. and Hart, M. D., A Summary of A Half-Century of Oblique Wing Research, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, America, AIAA Paper 2007-150, January 2007.
- (8) Kim, H. Y., Abdullah, N. A., Khan, A., Devrath, K. P., Al Ghumlasi, A. R. and Nawaz, Y., The Aerodynamics of an Oblique Biplane Emirates, Int J Astronaut Aeronautical Eng., 3:019, November 2018.
- (9) Baba, I and Suzuki, K.: A Novel Concept of Hypersonic Aircraft with Variable Geometry Twin-Oblique-Wing, The 34th ISTS paper, 2023-e-21, 2023.
- (10) 李家賢一, 航空機設計法 - 軽飛行機から超音速旅客機概念設計まで-, コロナ社, 2017, pp. 52-59.
- (11) 小島孝之, 田口秀之, 今村俊介, 小林弘明, 上野篤史, 廣谷智成, 藤井啓介, 極超音速旅客機の耐熱冷却構造に関する概念検討, JSASS-2010-1050, B19, 2010, pp. 301-305.
- (12) 久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴, 宇宙飛行体の熱気体力学, 東京大学出版会, 2002, pp.77-84.
- (13) Anderson, D. J., Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics, AIAA, 2006, pp.250-257.
- (14) 東京大学柏風洞ワーキンググループ, 東京大学柏キャンパス極超音速高エンタルピー風洞, 2016.8, https://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/info/pamphlet_Aug2016.pdf, accessed May 15, 2023.