

## ロケット実験機の空力設計概要

○吉田 憲司（宇宙航空研究開発機構）

Aerodynamic Design of the NEXST-1 Airplane

Kenji Yoshida (JAXA)

Key Words : SST, Drag Reduction, Arrow Planform, Warp, Area-rule, Natural Laminar Flow

### Abstract

JAXA developed a new aerodynamic design technology for a next generation SST in the National Experimental Supersonic Transport (NEXST) Program. In this program, four supersonic drag reduction concepts were applied into the aerodynamic design of the unmanned and scaled supersonic experimental airplane with no propulsion system called “NEXST-1”. These concepts consisted of arrow planform, warped wing (optimum camber and twist), area-ruled body and supersonic natural laminar flow wing. Former three design concepts were derived to reduce pressure drag and the last one was originally developed to reduce friction drag. The aerodynamic design of the NEXST-1 airplane was conducted using a “CFD-based inverse design method”, which was originally developed in this program. Present four design concepts were also validated in JAXA’s wind tunnel tests qualitatively. So, the flight test of the NEXST-1 airplane was expected to validate its design technology quantitatively. And good results were obtained as mentioned in present proceedings. Finally, the effect on applying the NEXST-1 aerodynamic design technology into the design of a real size SST was investigated. Consequently, improvement of about 13% of the L/D of the real size SST was predicted comparing with the L/D of a Concorde-like configuration with no propulsion system.

### 1. はじめに

小型超音速実験機プロジェクトの主目的は、次世代SST開発に向けた先進的空力設計技術の開発と、その技術のスケール実験機への適用を通しての飛行実証にある。一般に超音速機の開発における主要な空力的課題は、経済性の観点から揚抗比の向上による巡航性能の改善、環境適合性の観点から機体形状の工夫によるソニックブームの低減と離着陸性能の向上によるエンジン及び空力騒音の低減、安全性の観点から高揚力装置を利用した最大揚力の向上による失速特性の改善、などが挙げられる（図1参照）。本プロジェクトの当初計画では、要素技術研究と二種類の実験機による技術実証を通してそれらの課題に取り組み、新しい独自の先進的空力設計技術を開発し、実機適用を可能とする形にまとめることを目標としていた。その際、我が国の実機開発の経験不足を補う観点から、従来の統計データや経験に頼らない数値流体力学（CFD）を主体とした論理的な設計過程の追及と、コンコルド開発以降の革新的技術成果の積極的な適用を基本方針とした。

まず巡航時の揚抗比の向上については、超音速では衝撃波の発生に伴い機体/推進系干渉が複雑となるため、まず推進系の無い形態について最適な抗力低減設計技術を開発し、次に推進系の影響を考慮しつつ亜音速性能の改善も取り込んだ最適な抗力低減設計技術に発展させるステップを踏んだ。前者におい

ては空力的にクリーンな形状に対する超音速での抗力低減技術として、空力形状の詳細な修正を可能とするCFD逆問題設計法を開発し、最終的に世界初の超音速自然層流翼設計技術にまとめ上げた。後者については、推進系の影響を取り込むために幅広い設計変数に対して最適化が図れるようにCFDを用いた最適空力設計法を開発し、独自の非軸対称胴体コンセプトによる機体/推進系干渉抗力の低減設計技術にまとめた。次に高揚力装置の最適化等の離着陸性能改善技術とソニックブーム低減技術については、要素技術研究において風洞試験とCFD解析により継続的に開発を進めた。

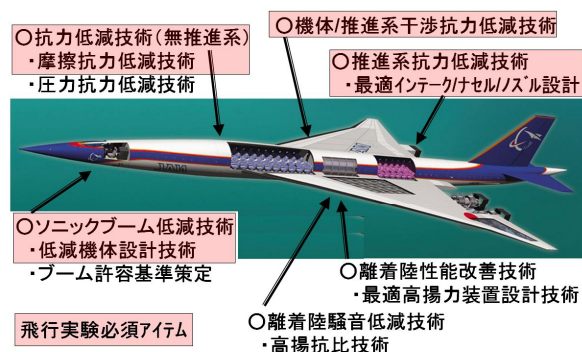


図1. 次世代SST開発における空力技術課題

無推進系での抗力低減技術の実証は、ロケット打上による無推力で滑空型の実験機（ロケット実験機あるいはNEXST-1と呼称）で、また機体/推進系干渉

抗力低減及び亜音速性能改善のための設計技術の実証は、ジェットエンジン搭載型の実験機（ジェット実験機あるいはNEXST-2と呼称）で行なう計画としたため、それらの設計技術は実際の実験機設計に適用された<sup>1)</sup>。（図2参照）その後、ロケット実験機の第1回飛行実験におけるロケット打上失敗により

（2002年7月14日）、ジェット実験機は基本設計の約70%の段階で凍結となったが、CFD最適空力設計技術は風洞試験とCFDによる検証を経て概ね開発を完了することはできた。

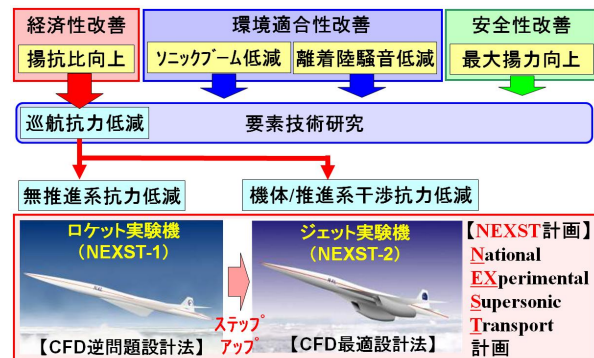


図2. 小型超音速実験機プロジェクト計画

打上失敗後は、ロケット実験機の飛行実験再開に向けての作業が主体となったが、それと並行して超音速機に限定しない“コンピュータを用いた革新設計技術及びその飛行実証プログラム”に関する研究会が立ち上がった。そして最終的に巡航性能向上に加えソニックブーム及び離着陸騒音低減を主目的とした“静粛超音速研究機構想”が策定された。この研究機はジェットエンジンを搭載し、離着陸から亜音速巡航、遷音速加速、超音速巡航までの全ての飛行領域をカバーし、約30回の飛行実験を行って空力、構造、誘導・制御、推進系、等に関する先進的な設計技術の効果を実証することを目的としたものである。これにより、当初計画の空力的課題への各種技術開発とそれらの飛行実証による確立が概ね可能になるものと期待されている。尚、ジェット実験機と静粛超音速研究機に関する空力設計技術の概要は、本報告会の他の講演内容にまとめられているので省略する。

そこで、本報告ではロケット実験機に限定し、まず今回独自に開発した超音速での抗力低減技術の特徴と実験機への適用結果を紹介し、合わせて想定実験機に適用した場合の効果についても報告する。尚、ロケット実験機の第2回飛行実験は2005年10月10日に行なわれ無事成功した。その後、飛行実験データの詳細な解析を経て今回開発した空力設計技術の妥当性は検証された。それらの成果については、他の講演で触れられているので、それらも割愛する。

## 2. ロケット実験機の空力設計技術

ロケット実験機の空力設計技術（便宜上、NEXST-1空力設計技術と呼称）では、超音速巡航時の抗力低減に主眼を置いている。本プロジェクトでは、実験機に特化した設計法の開発ではなく、実機への適用を想定した汎用性の高い設計技術の開発を目的とし、その適用対象としてスケール実験機を選定するという方針とした。以下にNEXST-1空力設計技術の概要をまとめる。ロケット実験機の詳細な空力設計結果については文献2にまとめた。

### 2. 1. 空力設計コンセプトと設計方針

#### （1）超音速での抗力分解と抗力低減方針

一般に航空機の抗力は摩擦抗力と圧力抗力に分けられるが、超音速の場合には圧力抗力はさらに衝撃波に起因する造波抗力と翼端渦に代表される翼後方に存在する渦分布に起因する誘導抗力に分けられる。また造波抗力には体積依存成分と揚力依存成分があり、後者と誘導抗力を合わせて揚力依存抗力と呼ばれる。この揚力依存抗力は亜音速同様、一般に揚力の2次関数（ドラッグポラーと呼称）となるが、その曲線の特徴と上記の抗力分解は図3に模式的に示されるようなものとなる。

$$\text{抗力}(C_D) = \text{摩擦抗力}(C_{Df}) + \text{圧力抗力}(C_{Dp})$$

$$\bullet \text{圧力抗力}(C_{Dp}) = \text{体積依存造波抗力}(C_{Dw}) + \text{揚力依存抗力}(C_{Di})$$

$$\bullet \text{揚力依存抗力}(C_{Di}) = \text{揚力依存造波抗力}(C_{Dwi}) + \text{渦抗力}(C_{Dv})$$

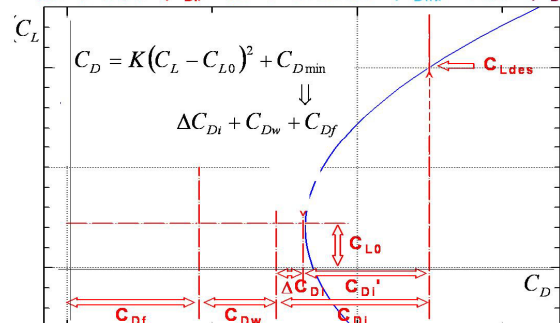


図3. 超音速における抗力の内訳

次世代SST開発に向けた抗力低減技術の開発に際しては、まず各抗力成分に最も効果的な手法を適用することを想定した。圧力抗力に対しては、コンコルド開発時から既知の設計コンセプトがあり、それらは、①主翼の前縁がマッハ円錐の内側に置かれるように大きな後退角を持つ矢型に似た平面形にすること（アロー型平面形と呼ばれる）、②翼のキャンバーと振り角分布の組み合わせを最適に調整すること（ワープ翼と呼ばれる）、③翼胴結合部の胴体断面面積を削り、くびれた胴体にすること（エリア・ルール胴体と呼ばれる）、である。ここで①②は揚力依存抗力の低減に、また③は体積依存造波抗力の低減に有効な設計コンセプトである。

一方、摩擦抗力に対しては、自然層流化のコンセプトが有効であることは古くから知られていたが、上記の圧力抗力低減コンセプトと一緒に適用された例は皆無であった。そこで、本プロジェクトではそれに挑戦し、世界初の超音速自然層流翼設計技術の開発を試みた。図4はNEXST-1空力設計技術の設計コンセプトと各抗力成分の対応関係を、また図5は抗力特性における各コンセプトの低減効果の概説を、さらに図6は最終的に設計されたロケット実験機の形状と適用された空力設計コンセプトとの関係を示す。以下に各コンセプトの概要をまとめる<sup>1-3)</sup>。

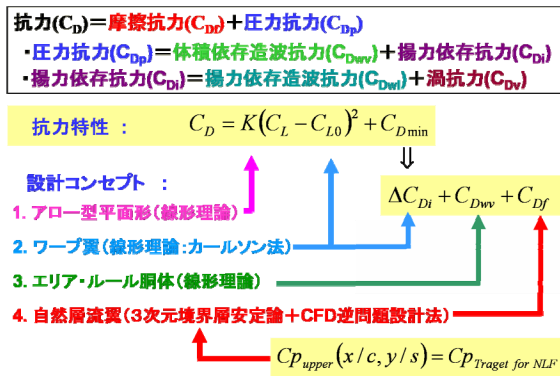


図4. 超音速機の抗力低減コンセプト

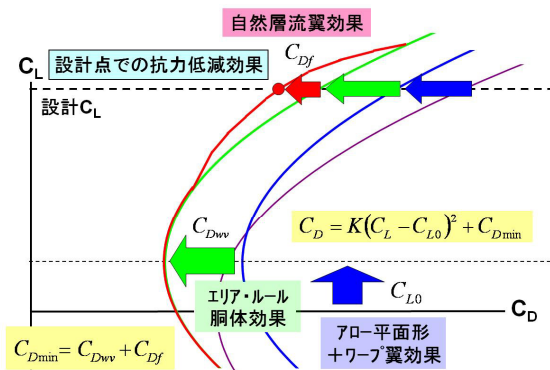


図5. 抗力低減効果の概要

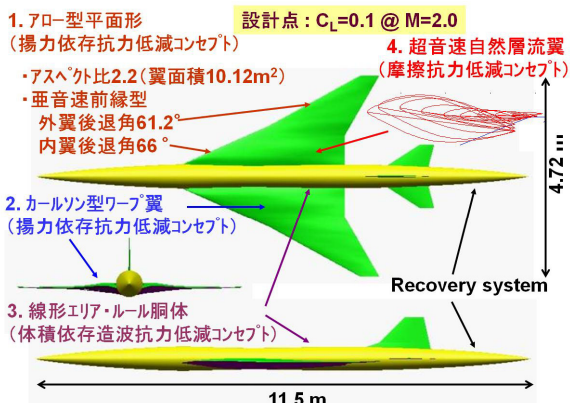


図6. 空力設計コンセプトの適用

## (2) 抗力低減コンセプトの概要

まずアロー型平面形とは、後退角の大きい前縁と後縁を有する“矢形”に似た平面形のことである。これは超音速線形理論による揚力依存造波抗力低減に有効な最適細長比の実現（流れ方向にできるだけ細長い翼）と、誘導抗力低減に有効なそれとは相反する高アスペクト比化の実現（横方向にできるだけ細長い翼）を両立させる最も有効な解として導かれたものである<sup>4)</sup>。

次にワープ翼とは、揚力依存抗力の低減に適した翼面上の荷重分布（上下面の圧力差分布）を実現するように翼弦方向のキャンバー分布と翼幅方向の捩り角分布を有効に組み合わせた3次曲面を有する翼のことである。その設計法としてはカールソンの方法<sup>5)</sup>が有用である。詳細は文献2に譲るが、ワープ翼設計の物理的な着眼点は、後退角の大きい翼に特有の前縁剥離の抑制にあり、通常前縁を下方へ適度に折り曲げる（ドゥループさせる）ことによって達成される<sup>6)</sup>。

また胴体のエリア・ルール化とは、機体全体の断面積分布が細長物体理論による体積依存造波抗力の最小解（シアーズ・ハック体）に一致するように胴体の断面積分布を修正するというものである<sup>7)</sup>。一般に機体の断面積分布に対して最も支配的な構成部位は胴体と主翼であるが、その全体の断面積分布がシアーズ・ハック体のそれと一致するように調整する場合、主翼は揚力依存抗力低減の観点から形状を修正できないため、その差分を全て胴体形状で対応しようとするのが胴体のエリア・ルール化という手法である。通常、このようなエリア・ルール胴体の特徴は主翼及び尾翼取付位置付近で胴体が細く削られたものとなっている。

最後に自然層流翼とは、何らかの能動的な制御を行うことなく翼面上の境界層遷移を遅らせて層流域を増大させて摩擦抗力を低減させる翼のことである。一般に遷移の物理的機構として、2次元翼で支配的なトルミン・シュリヒティング不安定（T-S不安定）と3次元翼特有の境界層外縁での主流方向に直角な方向の流れ成分に起因する横流れ不安定（C-F不安定）の2種類がある<sup>8)</sup>。通常、SSTのような後退角の大きい翼の境界層の場合にはC-F不安定が卓越し、ほとんど前縁近傍で遷移が発生するため自然層流化は困難と考えられていた<sup>9)</sup>。

そこで本プロジェクトでは、翼面上の圧力分布を工夫することでC-F不安定を抑制する翼の設計に主眼を置いた。そのためには、まずC-F不安定の抑制に有効な圧力分布形を見い出す必要があり、 $e^N$ 法<sup>10)</sup>と呼ばれる遷移点予測手法を用いて広範囲な圧力分布形について検討を行なった。その結果、前縁近傍の加速領域を翼弦方向に短くすることが最も有効で、翼



弦方向の圧力分布としては急激に加速してその後緩やかに増速するステップ関数的な形が最適であることを導いた<sup>11)</sup>。

次に、その理想的な圧力分布を実現する翼を設計する手法として、いわゆる逆問題設計法を適用した。具体的には、理想的な圧力分布形を目標とし、ある初期形状のCFD解析結果による圧力分布との差分を基に形状修正量を算出する。次にその修正形状のCFD解析を再度行い、原理的には目標と一致するまで同様の修正を繰り返すというものである。CFD解析法としては、旧NALで開発されたNSソルバー<sup>12)</sup>が適用された。また今回の目的に合致した逆問題設計法としては、旧NALで遷音速翼設計用に開発された高梨の方法をベースに、その定式化を超音速版に改良して開発した<sup>13-14)</sup>。

## 2. 2. ロケット実験機の空力設計結果

ロケット実験機の空力設計においては、実機への適用技術実証の観点から、まず機体形態は想定される実機規模を基準とし、次にそれを幾何学的に相似の縮尺機体（スケール機体）とすることを考えた。次世代SSTの想定実機としては、日本航空機開発協会（JADC）の一連の検討<sup>15)</sup>から、本プロジェクトの開始当初は、設計マッハ数2.0、揚力係数0.1、翼面積9,000ft<sup>2</sup>(836 m<sup>2</sup>)、胴体長300ft(91 m)、胴体体積30,000ft<sup>3</sup>を選定し、垂直尾翼形状についてはコンコルドとほぼ相似で取り付け位置も相対的に同等なものとし、また水平尾翼形状について旧McDonnell-Douglas社の計画機を参照して実験機の機体諸元を設定した。尚、縮尺率については各種制限（予算規模、飛行実験計画、等）から最終的に11%に決められた。今回想定した次世代SSTの要求仕様（マッハ数M、乗客数Pax、航続距離R）と機体主要諸元（全長L、翼幅b、翼面積S、アスペクト比AR、最大離陸重量W）を図7にまとめる。

○第1世代SST: M=2, Pax=100, R=6000km  
(Concorde) L=62m, b=25.6m, S=412m<sup>2</sup>, AR=1.6, W=174ton



○次世代SST: M=2, Pax=300, R=11000km  
L=91m, b=42.9m, S=836m<sup>2</sup>, AR=2.2, W=360ton



○小型超音速実験機: M=2, 11% scale  
(NEXST-1) L=11.5m, b=4.72m, S=10m<sup>2</sup>, AR=2.2, W=2ton

図7. 次世代SSTの想定仕様

次に上述の抗力低減コンセプトを取り込んだ具体的な空力設計であるが、本プロジェクトでは図8に示

すような空力設計フローを考案した。本設計の主要なポイントは、圧力抗力低減設計と摩擦抗力低減設計を2段階で行ったことである。具体的にはまず前者を線形理論設計法を用いて行い、次にその全機形状を初期形状としてそれにCFD逆問題設計法を適用することで後者の設計を行う、という流れである。設計の進め方としては、各段階で設計結果を空力的に分析し、合わせて実験機成立性の確認や設計手法の改良、等を盛り込んで設計をグレードアップさせることによって、図9に示すような第0次形状から第4次形状まで設計を進化させ、最終的に第4次形状を実験機形状として確定した。以下にその設計過程の概要をまとめる。

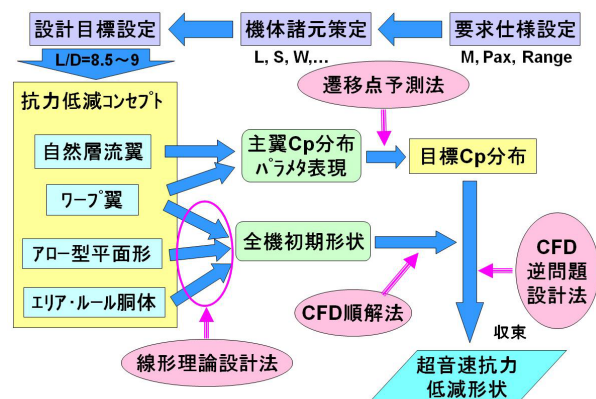


図8. CFD逆問題法による空力設計フロー

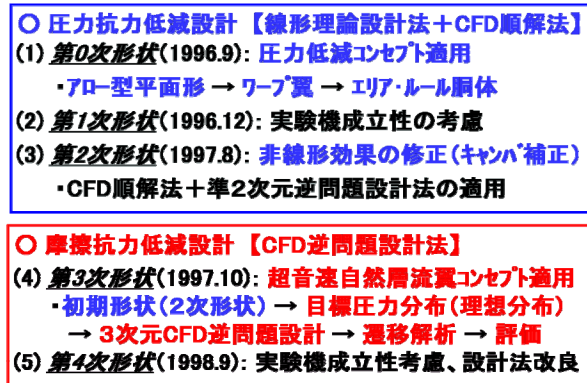


図9. ロケット実験機の空力設計の過程

### (1) 圧力抗力低減形状の設計

抗力低減形状の設計に際しては、今回採用した圧力抗力低減コンセプトが線形理論に基づくものであること、摩擦抗力低減コンセプトはCFD逆問題設計法を必要とすることから、前者は線形理論ツールで対応するものとしてまず初期形状を設計し、後者においてはその初期形状を基に自然層流翼設計を行うというアプローチを取った。そこで、以下ではまず線形理論設計の結果をまとめる。

まず平面形の設計では、旧Douglas社の平面形（図10）を参考に、平面形を規定する主要パラメタとし



てアスペクト比、細長比（半翼幅の最大翼弦長に対する比）、内/外翼の前縁後退角、後縁線キンの翼幅方向位置を選定した。細長比に関しては、線形理論と風洞試験データに基づく経験式<sup>16)</sup>を用いると最適値（マッハ数2.0の場合は約0.3程度）が存在することがわかっているので、その近傍を選定した。アスペクト比については次世代SSTの代表的な計画機例を参考に1.8～2.2の範囲を想定した。しかしながら、このように細長比、アスペクト比、翼面積を固定しても残りの主要パラメタの組み合わせで多種多様の平面形が可能となる。そこで、試行錯誤的に多数の平面形を考案し（99種類のアロー型平面形を候補とし）、超音速揚力面理論<sup>5)</sup>により揚力依存抗力特性を解析・評価し、最終的に図10にまとめられるような8種類の有効な平面形を選別した。

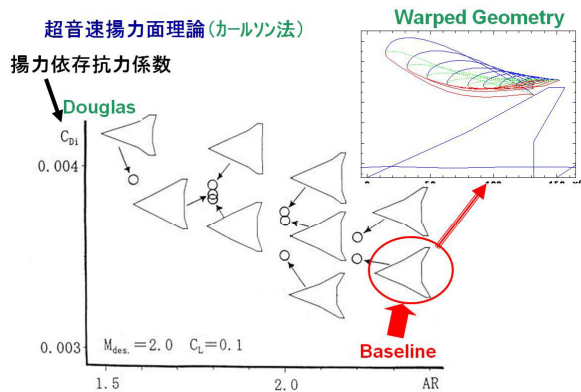


図10. 第1次形状の平面形及びWarp翼設計結果

次にワープ翼設計では、上記の8種類の平面形全てを対象にカルソンの方法<sup>5)</sup>を適用し、設計揚力係数0.1において最も抗力低減効果の優れたワープ付アロー翼を設計した。図10にその最適翼（Baselineと記載）を示す。尚、実際のワープ翼設計においては、カルソンの方法で得られる翼幅方向の振り角分布と翼弦方向のキャンパー分布で構成される3次曲面（ワープ面と呼称）に何らかの厚み分布を設定する必要がある。このうち最大翼厚比（ $t/c$ ）の翼幅方向分布については図11に示されるような次世代SST計画機の例を参考とした。図11には参考までにコンコルド及び最終的に得られた自然層流翼設計を取り込んだ場合のNEXST-1実験機の $t/c$ 分布も比較のために載せてある。（NEXST-1実験機の分布が次世代SST計画機の例と異なってしまった理由は後述する。）

また翼弦方向の厚み分布については、設計の初期段階として比較的簡単であることが望まれたため、厚み分布が数式で表現可能なNACA 4字翼型の厚み分布の表式を採用した。最終的に、このようにして設計されたワープ付アロー翼は、アスペクト比2.2、内/外翼の前縁後退角は $66^\circ/61.2^\circ$ 、後縁線のキンク

は40%半翼幅位置にあり、断面形は図10に示されるようなものとなった。

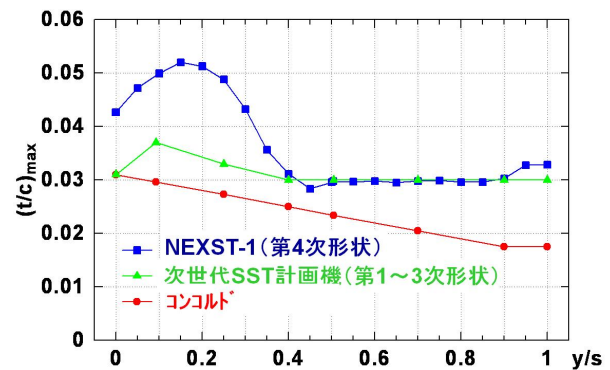


図11. 最大翼厚比の翼幅方向分布の例

一方、エリア・ルール胴体の設計であるが、それにはまず胴体全長と体積、主翼取り付け位置、尾翼形状とその取り付け位置が決定される必要があるため、初期形状設計の段階ではそれらは他機例を参考に決定した。（本来、尾翼については機体の飛行特性を考慮して設計されるべきであるが、本プロジェクトではまず次世代SSTとしての先進的な抗力低減技術の開発・実証を主としているため、基本空力形状設計においてはその点のみを考慮し、その後、製造メーカーによる実機成立性の検討段階で飛行特性を考慮して尾翼を修正する方針となっていた。しかしながら、結果として今回設定の尾翼形状で十分な飛行特性が確保されていることが判明したため修正は不要となった。）具体的には、まず胴体の前方部と後方部を放物型のコーン形状とし、次に両者の中間は円筒形で模擬し、そこに主翼と尾翼を取り付けた形状を基本形とした。その際、実験機の回収に必要なパラシュートを尾部に格納するための容積を確保する必要があることから、後部胴体長を0.5m延長した。次にその基本形状全体のマッハ数2.0における細長物体理論に基づく断面分布を求め、その全長及び全体積と同等のシアーズ・ハック体の断面分布から翼と尾翼の断面分布を差し引いて胴体みの断面分布を算出した。図12に各構成部位の断面分布を示す。最後に、これを基に軸対称近似を適用して胴体形状（半径分布）を設計した。このようにして設計されたワープ付アロー翼とエリア・ルール胴体、並びに尾翼から構成される全機形状を第1次形状とした<sup>2)</sup>。

以上からわかるように、第1次形状は純粋に線形理論に基づく設計形状であるため、まずその特性をCFD解析により分析し、抗力特性の検証を行う必要があった。それによると、ワープ翼効果はエリア・

ルール胴体の影響（翼胴結合部の胴体のくびれの影響）と翼厚の影響（前縁近傍の非線形効果）により、線形理論の予測の半分程度しか得られていないことが判明した。そこで、キャンパー分布を試行錯誤的に修正し、第2次形状（線形理論設計形状）として定義した<sup>2)</sup>。（図13参照）

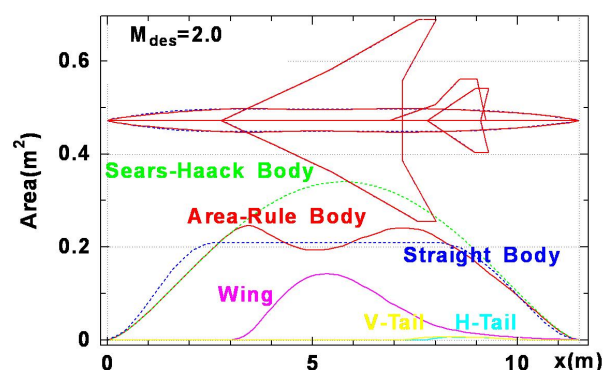


図12. 第1次形状の超音速断面積分布

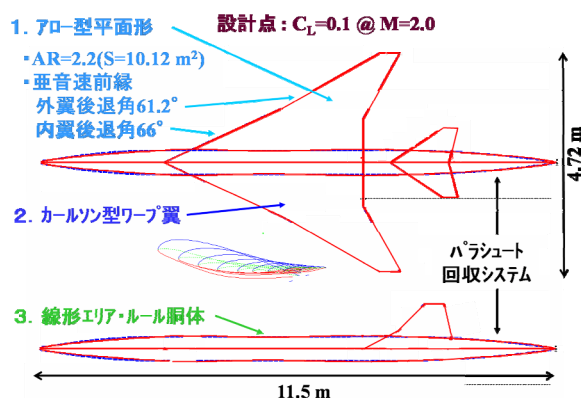


図13. ロケット実験機の線形理論設計形状

## （2）摩擦抗力低減形状の設計

次に摩擦抗力低減コンセプトの適用として自然層流翼設計を試みた。上述したように、本設計にはCFD逆問題設計法を適用したが、その初期形状に第2次形状を採用することで、基本的に圧力抗力低減コンセプトは自動的に組み込まれることになる。図14は今回開発したCFD逆問題設計法のフローと設計結果である。

上面の目標圧力分布は上述の自然層流翼設計コンセプトの圧力分布を用い、一方下面はワープ翼設計用の最適荷重分布を基に上面圧力分布から差し引いて求めた。各繰り返しサイクルでは翼形状は翼幅方向の14断面位置で修正され、CATIAを用いてスムージングが施されたが、その際、最大翼厚比の制限は極力守るよう調整した。その結果、空力設計に許された時間的制約の関係で繰り返しサイクル数に制限

が生じ、修正量に関して最終的な収束を得るには至らず、7回目の形状が最終形状となり、これを第3次形状とした<sup>2)</sup>。

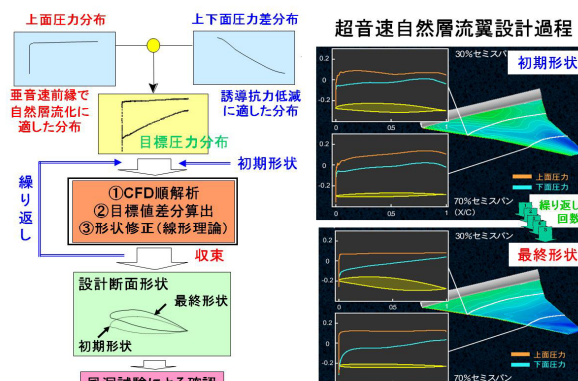


図14. ロケット実験機の超音速自然層流翼設計過程

その後、実験機システムに対する成立性検討の段階で、飛行特性の観点から水平尾翼面積の増加と装備性の観点から胴体径の増加が要求され、機体形状の再設計の機会を得ることができた。実は、第3次形状の設計では次の課題が内在していた。①前縁近傍の格子密度が低く、その解析精度が低下していたため、目標圧力分布への収束が思うように行かなかった。②本設計法では設計サイクルを進めると内翼は厚く、外翼は薄くなる傾向を持っていることが判明した。そこで再設計に際しては、前縁近傍の解析精度を向上させること、内翼では最大翼厚比の制限を緩めて目標圧力分布への一致度を高めることにし、一方外翼では構造的な問題があるため最大翼厚比の制限を遵守して薄翼化を防止すること、を考慮した。その結果、時間的制約の中で可能な限り設計サイクルをまわし、最終的に図15に示されるような圧力分布の収束結果が得られるに至った。図からわかるように内翼に関してはほぼ収束しており、外翼に関しては翼厚制限を守る立場から完全な一致には至っていないものの、概ね良好な収束状況であることを確認した。

また翼厚比分布は図11にNEXST-1と記載のものになった。内翼は目標圧力分布への一致を優先させたことにより大幅に厚くなってしまったが、今回の飛行実験では世界初の超音速自然層流翼設計コンセプトを飛行実証することの方に力点を置くという観点から、この内翼の厚みの増加による造波抗力の増加は許容できるものと考えた。（その後の要素研究により、現在では内翼の翼厚増加を抑えることも可能になっていることを付記しておく。）

最後に、この設計形状の圧力分布を基にe<sup>N</sup>法により遷移特性を検討した結果、概ね目標圧力分布による結果と同等であることを確認した。そこで、この

第4次形状をロケット実験機の最終空力形状（CFD逆問題設計形状と呼称）に選定した<sup>2)</sup>。（図6参照）

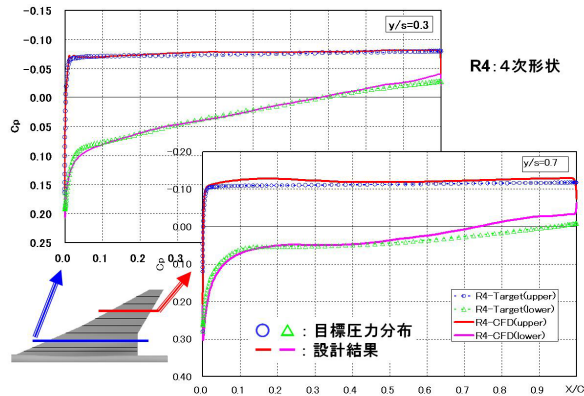


図15. ロケット実験機の超音速自然層流翼設計結果

## 2. 3. 空力設計結果の分析・検証

以上の空力設計結果については、その妥当性を風洞試験で確認する必要がある。また遷移特性に関しては、設計過程で用いた $e^N$ 法<sup>10)</sup>が非圧縮性理論に基づくものであるため定性的な検討しか有効ではなく、飛行実験計画、定量的な推定を行う必要性から、圧縮性理論に基づく $e^N$ 法の開発も必要となった。そこで、これらについては要素技術研究の中で実施した。以下にその結果をまとめる。

### （1）風洞試験による圧力及び力特性の検証<sup>17)</sup>

まず圧力分布特性の確認には、ロケット実験機4次形状の8.5%全機圧力計測試験模型と23.3%翼胴遷移計測試験模型を用い、前者の8.5%模型はJAXA研究開発本部の1m×1mの測定部を有する吹き出し式超音速風洞（SWT1）で、後者の23.3%模型はONERAの1.93m×1.75mの測定部を有する循環式超音速風洞（S2MA）で試験を行った。

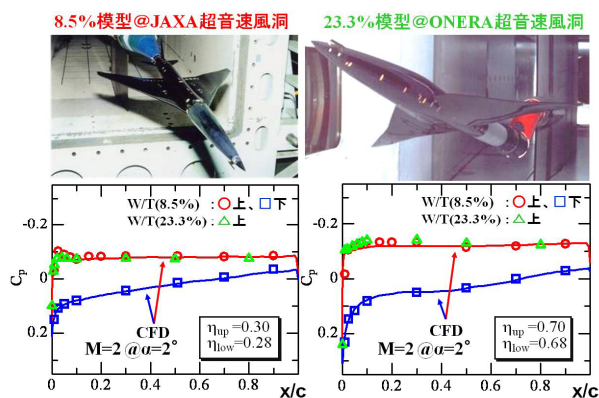


図16. ロケット実験機の圧力分布の実験的検証

模型と試験結果の一部を図16にまとめる。尚、図中に比較データとして載せたCFD解析結果はJAXA研究開発本部のNS解析コードUPACS<sup>18)</sup>によるもので、

計算条件としては全面乱流を仮定した。図より、両風洞試験とCFD解析結果との良好な一致が見られ、設計形状は設計点（ $M=2$ ,  $\alpha=2^\circ$ ）で目標圧力分布を実現していることが確認された。

次に力特性に関しては、ロケット実験機4次形状の8.5%単体全機力計測試験模型を用いて、JAXAの1m×1m超音速風洞（SWT1）で試験を行い、図17の結果を得た。図より、低迎角では揚力特性はCFD解析と風洞試験結果でよく一致しているが、迎角が大きくなるとCFD解析結果の方が揚力は大きくなっている。これは風洞試験がスティング支持の制約から後部胴体を切り欠いているのに対して、CFD解析は完全な全機の形態を対象としているためであると考えられる。

また、抗力に関してもドラッグポールの開き（図3-5のK）と最小抗力時の揚力オフセット（図3-5の $C_{L0}$ ）は概ね一致しているものの、抗力の絶対値はCFD解析の方が約5ドラッグカウント（ $C_D=0.0005$ ）程小さくなっていた。図4からわかるように、Kと $C_{L0}$ の一致度合いから、平面形及びワープ翼効果は概ね確認されたものと考えられるが、エリア・ルール胴体効果については、最小抗力にずれがあるため明確な検証はできなかった。尚、抗力の絶対値のずれは模型後部形状の違い、遷移条件の相違等に起因するため、その主要原因の分析は未完である。

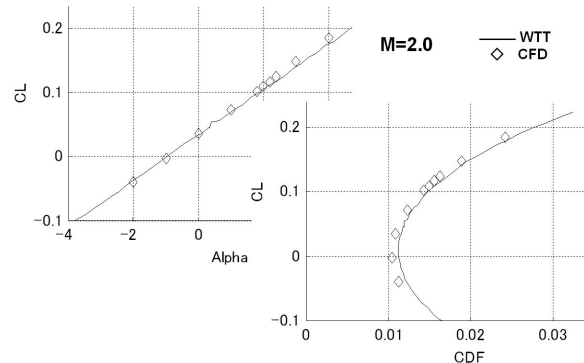


図17. 風洞試験による設計コンセプトの検証

### （2）風洞試験による遷移特性の検証<sup>19)</sup>

今回開発した自然層流翼設計技術は全く独自のものであるため、その妥当性を実験的に検証することは不可欠である。まず遷移試験に際して風洞の気流乱れがその遷移特性を大きく左右することから、現状で可能な限り気流乱れの小さい超音速風洞での試験を計画した。一般に吹き出し式風洞は気流乱れが大きいと言われているため、本プロジェクトでは比較的低乱れと期待される循環式の超音速風洞に範囲を限定し、かつその気流乱れ特性が入手可能な風洞を調査した結果、ONERA超音速風洞（S2MAと呼称）を選定するに至った。模型は、極力試験 $Re$ 数を高め



ることを前提に、ONERA超音速風洞の測定部の大きさを考慮して、翼幅を1.1mとする翼胴のみの形状模型（23.3%模型に相当）とした。本模型には遷移計測のため半翼幅30%と70%位置に多点型ホットフィルムを貼付し、また翼上面を断熱処理して赤外線（IR）カメラによる表面温度計測を通して遷移特性の把握を可能とする工夫も施した。

試験結果を図18にまとめる。まず圧力分布は先述した通りであるので（図16参照）、自然層流翼設計の実現条件は整っていることが確認された。次に図18に示されるように、非設計迎角（ $\alpha=1^\circ$ ）と設計迎角（ $\alpha=2^\circ$ ）における赤外線カメラの表面温度計測結果の比較から、設計点で確実に遷移点が後方に移動していることを確認した。またホットフィルムによる計測結果からも、風洞総圧が60KPaの場合、半翼幅30%位置では約37%翼弦長、また半翼幅70%位置では約44%翼弦長あたりまで遷移が後退していることが明らかとなった。しかしながら、その移動量は予測よりは小さかった。その主原因には気流乱れが低いとは言え有意なレベルであったこと、また模型表面の研磨状態が必ずしも十分でなかったことが推測される。

以上より、定性的には自然層流翼設計コンセプトは検証されたが、この風洞試験結果から飛行実験での遷移点を一義的に予測することは困難である。従って、今回の風洞試験の意義は、設計に用いた圧力分布が確かに横流れ不安定を抑制し、遷移点を後退させる効果を有することを定性的に実験で確認できたことにあるものと考え。

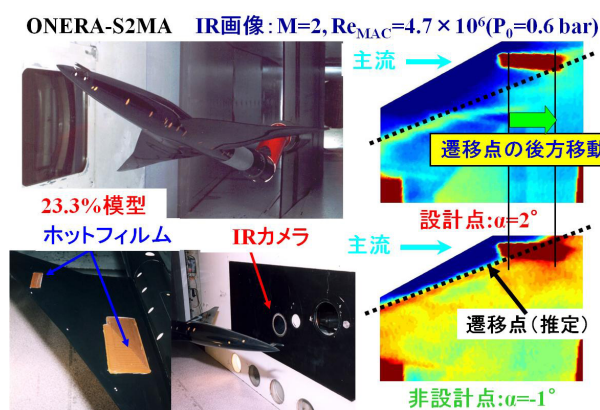


図18. ロケット実験機の遷移特性の実験的検証

### （3） $e^N$ 法による遷移特性の推定

先述したように、飛行実験における遷移点を風洞試験結果を用いて予測することは困難であるため、何らかの数値解析的手法による予測に頼るしかない。設計時に用いた $e^N$ 法<sup>10)</sup>は市販コードとして入手が可能なものであったが、問題点としてはそれが非圧縮

性理論に基づいたものであることが挙げられる。このコードは設計時の遷移特性の優劣の定性的な判断には十分有効と考えられたが、遷移特性の定量性を議論するには不十分で、圧縮性理論に基づく新たなコードが必要とされた。しかしながら、この場合には文献10のような市販コードが存在しなかったため、独自に $e^N$ 法による遷移解析コード（LSTABと呼称）を開発せざるを得なかった。その理論的背景と定式化等の詳細は文献20にまとめた。但し、遷移点予測という観点からは、我々には遷移判定に供する $N$ の閾値に関する有意なデータベースが無かったため、結局1990年代にNASAで開発された $M=3.5$ の低乱超音速風洞での一連の遷移試験の知見として得られた「 $N=14$ 」<sup>21)</sup>を採用することにした。

図19は各迎角状態の圧力分布を基にLSTABコードによる遷移特性解析と $N=14$ の判定基準を用いた場合の遷移点の挙動を予測したものである。但し、実際の飛行実験に際しては、実験機の表面粗さ、翼胴結合部の衝撃波の影響、胴体乱流境界層による汚染、等が考えられるため、本解析においては $N=14$ での予測位置か60%翼弦長位置のどちらか前方を遷移点として採用することにした。（ここで“60%翼弦長”という値には十分な物理的根拠はない。単に後方の舵面配置との制約を想定して設定したに過ぎない。）これにより設計迎角（ $\alpha=2^\circ$ ）においては、かなりの層流域が予測された。尚、図中には飛行実験における遷移計測センサー類の配置も参考までに載せた。

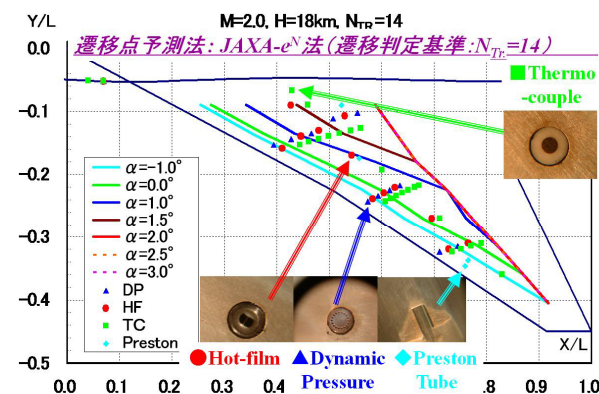


図19. ロケット実験機の飛行実験条件における遷移予測

### （4）抗力低減コンセプトの効果の推定

ロケット実験機の設計に際して盛り込んだ上述の設計コンセプトの個々の定量的な効果を検討するため、図20に示されるような各設計コンセプトを順次考慮して設計された形状群について、CFD解析を行ってその効果を分析した結果を図21にまとめた。図21より、アロー付ワープ翼効果は11.5カウント減（ $\Delta C_D=-0.00115$ ）、エリア・ルール胴体効果は6.7カウント減（ $\Delta C_D=-0.00067$ ）、自然層流翼効果は9.1カウ

ト減 ( $\Delta C_D = -0.00091$ ) であることがわかり、各コンセプトの個別の定量的効果の把握が可能となった。従って、もし図21の抗力特性と同等の飛行実験データが得られたならば、CFD解析による各抗力低減コンセプトの効果は概ね反映されているものと推測される。尚、この効果の推定に際して、設計点における自然層流翼効果としては全ての翼幅位置で上面60%翼弦長まで遷移点が後退するものと仮定した。

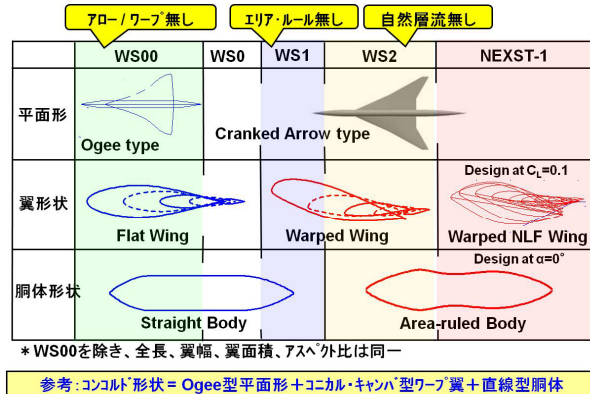


図20. 各抗力低減コンセプトの適用形状

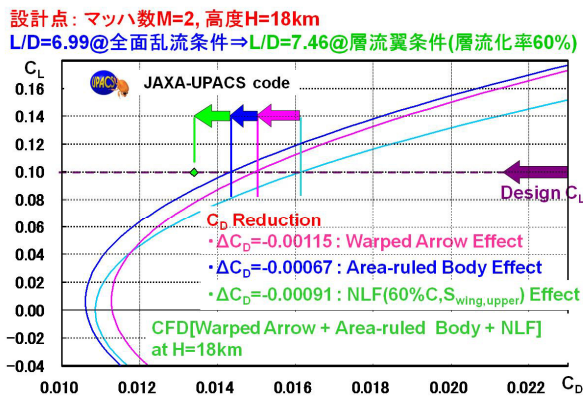


図21. 各抗力低減コンセプトの適用効果の推定

#### (5) ロケット実験機の製造形状に対する考察

以上より、ロケット実験機の第4次空力形状は今回開発した抗力低減コンセプトを全て反映している。但し、抗力低減コンセプトの定量的効果の点で最も不確かな部分は遷移特性とそれに起因する摩擦抗力の低減効果であり、この点の確認こそ飛行実験の主目的であると考えられる。図22に今回の飛行実験の意義と目的をまとめる。

尚、実際に飛行する実験機は剛体ではないため、飛行時に常に静的な弾性変形を受ける。従って、製造に当たっては設計状態で空力形状となるようにあらかじめ弾性変形量を推測し、その影響分を差し引いておくことが必要となる。このような形状を治具形状と呼び、実験機はその形状データに基づき製造されることになる。但し、実際は製造誤差と組み立て誤差が加わり、最終的な製造形状はわずかながら

治具形状とも異なっていることが確認されている。図23はこれらの設計過程の流れを、また図24は最終的に製造された実験機の写真である。このような観点から製造形状は空力形状とは異なっており、飛行実験データと比較すべきCFD解析結果とは、空力形状の解析結果ではなく、製造形状の各飛行状態での弾性変形効果を加味した弾性変形状に関する解析結果であるべきことがわかる。この点の詳細については文献2にまとめたので割愛する。

#### (1) 意義

- ① 自然層流翼設計の定量的効果は、原理的には気流乱れがない実飛行環境でしか検証不可
- ② 風洞試験より高Re数での効果確認が可能
- ③ 実用技術としての確立のために、実機飛行環境に近い状態(空弾、付加物、飛行性、等)での設計効果の確認が不可欠 ⇒ **スケール機による飛行実証は最適**

#### (2) 目的

- ① 飛行実験による**抗力低減コンセプトの効果確認**
- ② CFD逆問題設計法の妥当性の確認
- ③ **良質な遷移データの取得**  
⇒ 遷移判定基準値に対するデータベース構築  
⇒ **独自の遷移点予測法の確立**

図22. 飛行実験の意義と目的

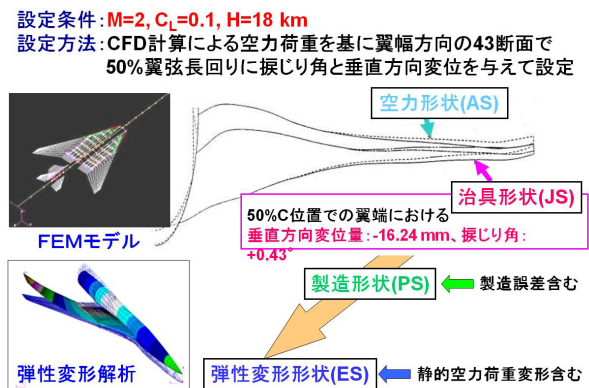


図23. 実験機製造形状における弾性変形効果の考慮



図24. ロケット実験機の製造形状

さらに飛行実験でのデータの取り扱いに関して考慮すべき点は、図25に示すように、実際の実験機に



は多くの突起物等（凹み、段差なども含む）が付随していることである。従って、これらも抗力特性に何らかの影響を与えることが予測される。飛行実験データ解析における以上の点を考慮した検討結果については、他の講演内容で触れられているのでそちらを参照頂きたい。

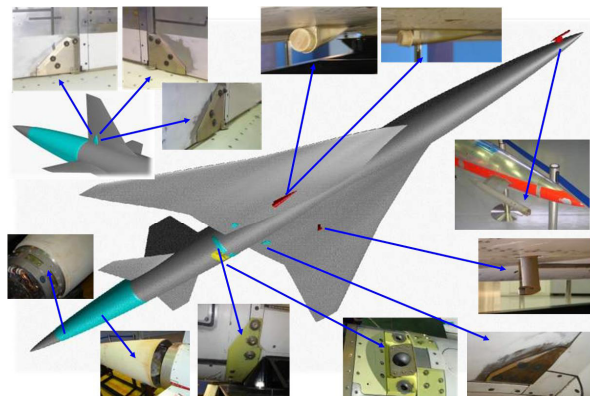


図25. ロケット実験機の製造形状における突起物類

### 3. 実機設計への適用効果の推定

ロケット実験機に適用した4つの設計コンセプトは大型の次世代SST設計への適用を想定したものであり、その適用効果は本来大型SSTの空力設計結果とコンコルドの空力特性との比較を通して評価されるべきものである。

そこで、まず比較基準とすべきコンコルド形状の空力特性の推定を行なった。現在、コンコルドの形状データは公開されていない。但し、文献22にコンコルドの空力特性の概要と形状に関する一部の情報が公開されており、また平面形はオーギー（Ogee）翼、ワープとしてはコニカル・キャンパー型が適用されていること、また胴体にはエア・ルール化は施されていないことなどは周知の事実である。

そこで、これらの情報を基にロケット実験機の初期形状の設計段階で用いた線形理論設計ツールを適用して仮想のコンコルド形状を設計し、その空力特性をCFDを用いて解析した。図26に設計形状の特徴をまとめる。尚、ロケット実験機は無推進系形態であるため、この仮想コンコルド形状も無推進系形態とした。

次にロケット実験機の設計に際して想定した実機についても設計を行ない、空力特性をCFDを用いて解析した。その際、ロケット実験機固有の修正点（装備上の制限による胴体径の増加、回収システム収納の制限によるテールコーンの延長）に起因する空力特性の変化分は補正した。また実機Re数における摩擦抗力係数の推定も行い、実験機Re数との相違も正確に考慮した。これらの推定結果を図27、28にまとめる。尚、図27における実験機の自然層流翼効果と

しては、図19の飛行実験前の予測結果ではなく、飛行実験後の遷移計測結果を考慮して上面の40%の層流化を前提とした。（“飛行実験における遷移データ解析結果”に関する報告を参照。）

\* 胴体全長:62 m, 翼幅:25.6 m, 巡航M=2.0, 巡航 $C_L=0.1$

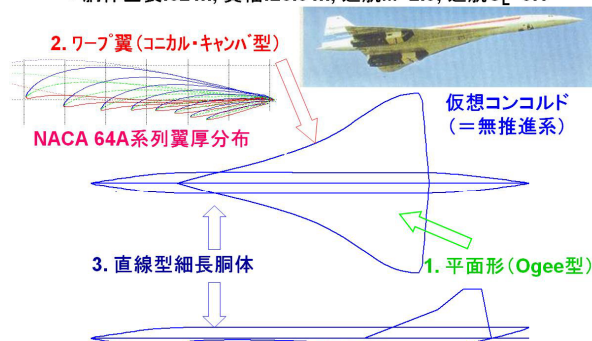


図26. 仮想コンコルド形状（無推進系形態）

### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des</sub> =2, CL <sub>Des</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルド技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルド (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6
層流化率@主翼上面	0%	40%	30%
摩擦抗力	0.00463	0.00602	0.00421
圧力抗力	0.00818	0.00768	0.00714
全抗力	0.01281	0.01370	0.01135
L/D@設計点	7.81	7.30	8.81
改善率	(0%)	(-6.5%)	(12.9%)

⇒ 仮想コンコルド（無推進系）に比べ、約13%の揚抗比改善効果を推算

図27. NEXST-1技術の実機適用効果の推定

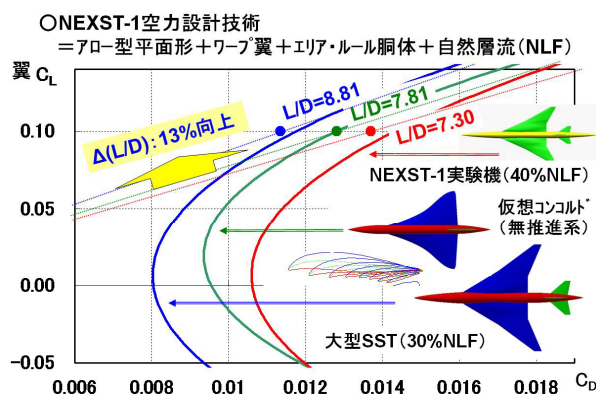


図28. NEXST-1技術の実機適用効果の推定

一方、想定実機のRe数ではロケット実験機で用いた目標圧力分布においても前縁近傍で遷移が生じることが要素研究において明らかとなった。（遷移判定条件としてN=14を用いた。）しかしながら、今回開発した自然層流翼の設計コンセプトの基本的考え方は高Re数状態でも原理的には有用であると考えら



れるため、目標圧力分布を見直し、実機 $Re$ 数状態でも有効な分布を見出すことを試みた。試行錯誤の結果、実機 $Re$ 数で $N=14$ の判定基準において、少なくとも上面の約30%の層流化の達成が可能となる分布を見出すことができたので<sup>23)</sup>、想定実機の空力特性としてはその効果を盛り込むことにした。

以上をまとめた図27より、今回開発したNEXST-1空力設計技術はコンコルドの空力設計技術に比べて揚抗比を約13%向上させることが可能な技術であると認められる。また図28は各形状のドラッグポラーを比較したものであるが、自然層流翼効果も加味した場合、NEXST-1空力設計技術による想定実機は設計 $C_L=0.1$ で $L/D$ が最大で約8.8まで増加することが予測された。尚、図28の設計 $C_L=0.1$ における揚抗比( $L/D$ )は図27の最下段の値に対応している。(但し、無推進系の場合の推算であることに注意。)

#### 4. まとめ

以上に示したようにNEXST-1空力設計技術は風洞試験においてその妥当性は概ね確認され、各抗力低減コンセプトの効果もCFDで分析可能であり、さらに想定実機へ適用した結果、揚抗比改善効果としてコンコルドの空力設計技術に比べて約13%の向上が期待できるものと推測される。この妥当性の最終確認は、飛行実験データと設計結果(CFD解析結果)との比較・検証で得られるものと考ええる。但し、飛行実験では設計時の理想的な空力形状ではなく、幾つかの補正項目があるため、その分析を通して各抗力低減コンセプトの効果を検証する必要がある。これらの成果については、他の講演内容で触れられているのでここでは割愛する。

但し、要点のみまとめると、飛行実験結果との比較の結論として、設計点の圧力分布が設計時の目標圧力分布と一致しており、設計点で有意な遷移点の後退を確認できたことから、自然層流翼効果は少なくとも実飛行環境において定性的には検証されたものと考えられる。但し、定量性の点では、表面粗さの影響により十分とは言えなかった。しかし、独自に開発した $e^N$ 法の有効性を確認できたこと(逆に $e^N$ 法を正とすると遷移判定基準 $N$ 値について貴重なデータが得られること)、また圧力抗力低減コンセプトについてはドラッグポラーの飛行実験とCFD結果との比較を通して有意な一致が得られたことから、概ね検証されたものと考えられる。

最後に、今回開発したNEXST-1空力設計技術は、超音速機の巡航時の抗力低減に主眼を置いたものであるが、CFD逆問題設計法における目標圧力分布に亜音速機を想定した自然層流翼コンセプトと亜音速機における翼断面設計(キャンバと厚み分布)と振

じり角分布の最適化を満足する最適荷重分布の設定を盛り込むことは可能であり、本技術は亜音速機の空力設計にも展開可能である。またロケット実験機の飛行実験データにはマッハ数2以下のデータも取得されており、飛行実験、風洞試験、CFD解析の3者の比較ができる貴重なデータベースの構築に貢献しており、今後の亜音速機設計におけるCFD解析ツールの検証データとして十分活用できるものと考ええる。

以上より、NEXST-1空力設計技術は超音速機以外の空力設計にも展開可能であり、またジェット実験機のNEXST-2技術、さらに現在進めている静粛超音速研究機構における要素研究成果の全ての組み合わせは、次世代SSTのみならず、次世代航空機全般の空力設計に活用可能な技術であることを強調しておきたい。

#### 謝辞

本研究は次の方々のご協力とご支援により実施致しました。この場をお借りして厚く御礼申し上げます。

真保雄一 氏 (現三菱重工)  
松島紀佐 氏 (現東北大学)  
鈴木健一郎 氏 (現関東自動車)  
高木亮治 氏 (現JAXA宇宙科学研究本部)  
岩宮敏幸 氏 (現JAXA/APG事業推進部長)  
野口正芳 氏 (JAXA/APG超音速機チーム)  
郭 東潤 氏 (JAXA/APG超音速機チーム)  
徳川直子 氏 (JAXA/APG超音速機チーム)  
杉浦裕樹 氏 (JAXA研究開発本部)  
石川敬掲 氏 (三向ソフトウェア開発)  
上田良稲 氏 (東京ビジネスサービス)  
黒田文武 氏 (元菱友システムズ)  
上原和恵 氏 (元三向ソフトウェア開発)

#### 参考文献

- 1) K. Yoshida and Y. Makino : Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan, ECCOMAS 2004, Jyväskylä, 24-28 July 2004
- 2) 堀之内茂、他 : 小型超音速実験機(ロケット実験機 : NEXST-1) の基本設計結果について、宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-044、2006年6月、pp.19-41
- 3) 吉田憲司 : 小型超音速実験機(ロケット実験機) の空力設計、日本流体力学会誌ながれ18 (1999) 287-290
- 4) F. R. S. Kuchemann : The Aerodynamic Design of Aircraft. Pergamon Press, 1978.
- 5) H. W. Carlson and D. S. Miller : Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds.

- NASA TN D-7713, 1974.
- 6) Kulfan, R. M. and Sigalla, A.: Real Flow Limitations in Supersonic Airplane Design, AIAA-78-147, 1978
- 7) H. Ashley and M. Landahl : Aerodynamics of Wings and Bodies. Dover Publications Inc., 1965.
- 8) D. Arnal. Boundary layer transition prediction based on linear theory. AGARD Report No.793, 1993.
- 9) 吉田憲司、石田洋治、野口正芳：層流制御技術の現状と課題、日本航空宇宙学会誌、Vol. 48、No. 554、pp. 6-13、2000
- 10) A. J. Srokowski. Mass Flow Requirements for LFC Wing Design. AIAA 77-1222, 1977
- 11) 生越博景：超音速機の主翼断面設計について－自然層流化の試み－、第47回応用力学連合講演会（1998）341-342
- 12) R. Takaki, T. Iwamiya and A. Aoki : *CFD Analysis Applied to the Supersonic Research Airplane*. 1st International CFD Workshop on Supersonic Transport Design, Tokyo, March, 1998.
- 13) 岩宮敏幸、高木亮治、松島紀佐：小型超音速実験機（ロケット実験機）のCFD逆問題設計法、日本流体力学会誌ながれ18（1999）291-294
- 14) S. Jeong, K. Matsushima, T. Iwamiya, S. Obayashi and K. Nakahashi : *Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport*. AIAA 98-0602, 1998.
- 15) 日本航空宇宙工業会、“超音速輸送機開発調査”、平成2年度成果報告書、1991
- 16) 吉田憲司：超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について－社内研究成果を例として－、日本航空宇宙学会誌42,486（1994）1-13
- 17) K. Yoshida, Y. Makino and Y. Shimbo : An Experimental Study on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane. AIAA-2002-2842, 2002.
- 18) 山本一臣、他：CFD共通基盤プログラムUPACSの開発、第14回数値流体力学シンポジウム講演論文集、2000.12
- 19) H. Sugiura and K. Yoshida and N. Tokugawa S. Takagi and A. Nishizawa : *Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2*. Journal of Aircraft, Vol.39, No.6, pp.996-1002, 2002.
- 20) K. Yoshida and Y. Ishida and M. Noguchi and H. Ogoshi and K. Inagaki : *Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4*. AIAA 99-3655, 1999
- 21) R.D. Joslin : *Aircraft Laminar Flow Control*. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.30, pp.1-20, 1998
- 22) J. Rech and C. S. Leyman : A Case Study By Aerospatiale and British Aerospace on The Concorde, AIAA Professional Study Series, 1981
- 23) 上田良穂、吉田憲司：超音速自然層流翼設計における最適圧力分布の考察、第32回流体力学講演会前刷集pp.271-274, 2000

**小型超音速実験機(ロケット実験機)  
飛行実験データ解析完了報告会(2008. 7. 10)**

## ロケット実験機の空力設計概要

<ol style="list-style-type: none"> <li>1. はじめに</li> <li>2. 空力設計技術</li> <li>3. ロケット実験機</li> <li>4. 飛行実験</li> <li>5. NEXST-1技術</li> <li>6. まとめ</li> </ol>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— 空力技術課題、NEXSTプロジェクト</li> <li>— 抗力低減コンセプト、CFD逆問題設計法</li> <li>— 空力設計過程、自然層流翼設計</li> <li>— 意義、目的、遷移点予測、抗力低減効果</li> <li>— 大型SSTへの適用効果</li> </ul>
---	--

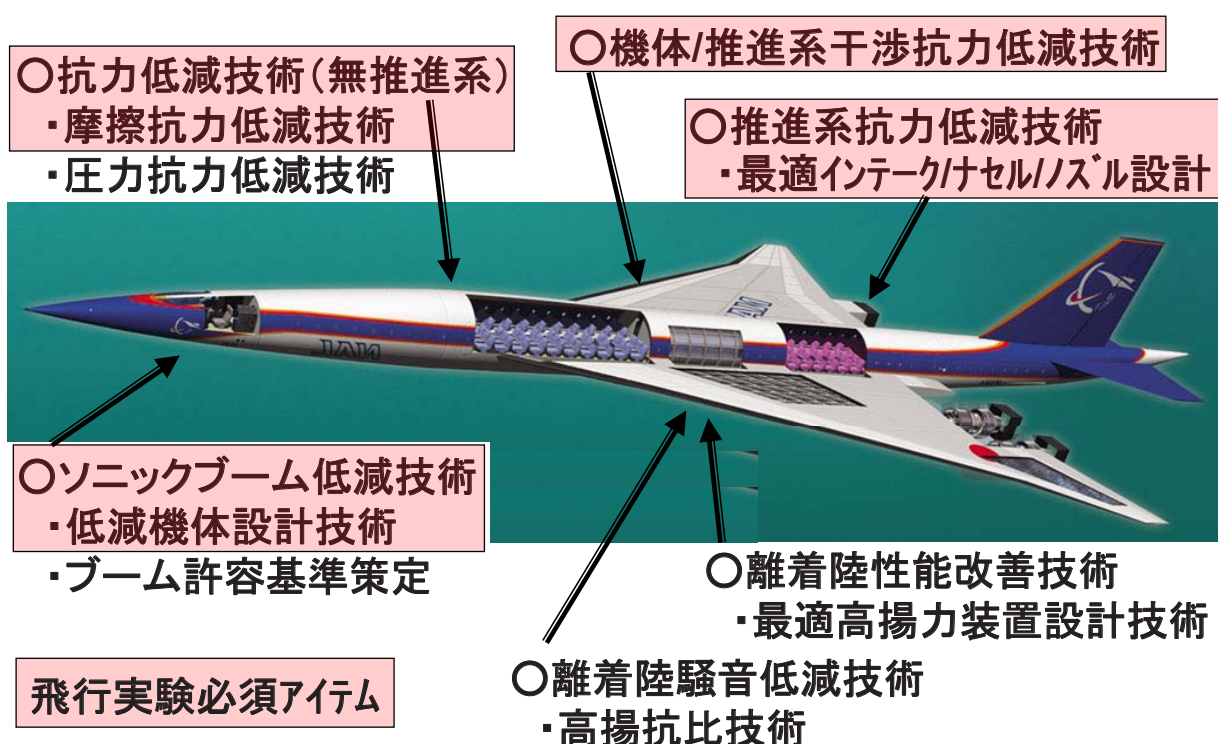
吉田憲司(JAXA航空プログラムグループ)



## 1. はじめに: 空力技術課題



### 【次世代SST開発における空力技術課題】





# JAXA 1. はじめに：次世代超音速機技術の研究



目的：次世代SSTの空力設計技術の開発

目標：飛行実証による設計技術の確立

手段：(1) 要素技術研究 ⇒ 先進技術の研究・開発

(2) 小型超音速実験機計画 ⇒ 主要技術の飛行実証  
(National **EX**perimental **S**upersonic **T**ransport: **NEXST**)

①ロケット実験機(無推進系)

超音速抗力低減  
CFD逆問題設計技術



②ジェット実験機(推進系付)

機体/推進系干渉抗力低減  
CFD最適設計技術



Step-up  
→



## 1. はじめに：NEXSTプロジェクト



○次世代SSTの空力設計課題と小型超音速実験機計画

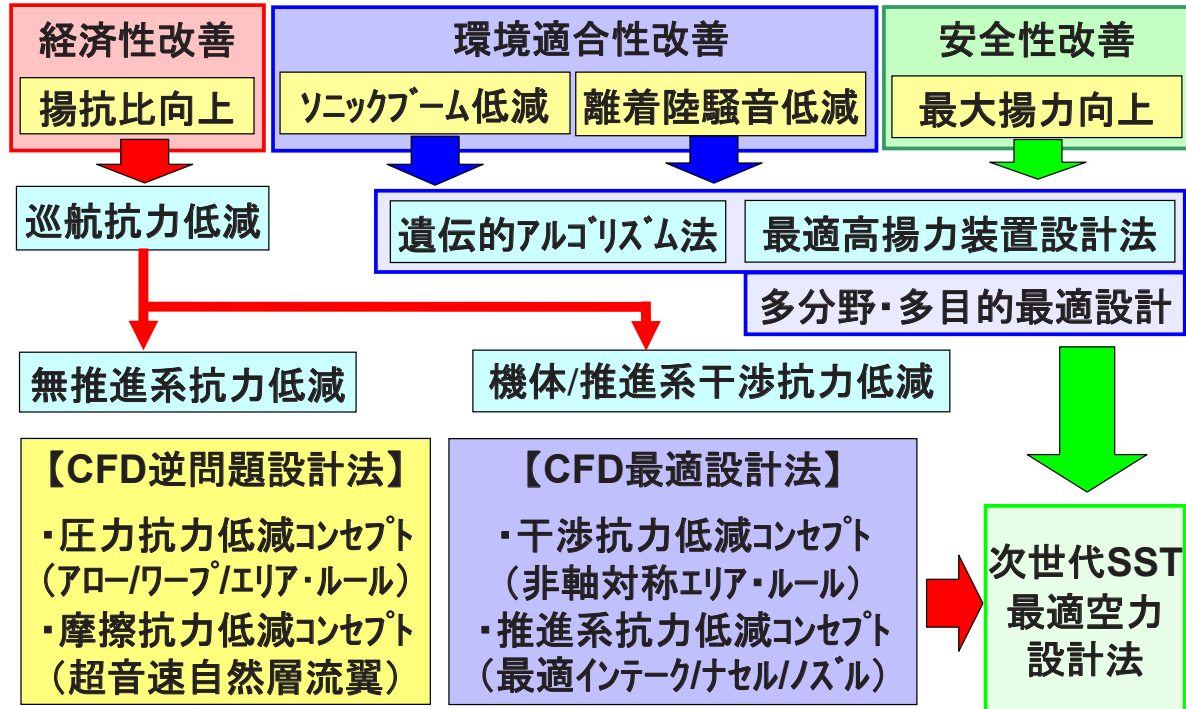




# 1. はじめに：NEXSTプロジェクト



## ○次世代SSTの空力設計課題と小型超音速実験機計画



## 2. 空力設計：超音速機の抗力低減コンセプト



抗力( $C_D$ ) = 摩擦抗力( $C_{Df}$ ) + 圧力抗力( $C_{Dp}$ )

- ・圧力抗力( $C_{Dp}$ ) = 体積依存造波抗力( $C_{Dwv}$ ) + 揚力依存抗力( $C_{Di}$ )
- ・揚力依存抗力( $C_{Di}$ ) = 揚力依存造波抗力( $C_{Dwl}$ ) + 渦抗力( $C_{Dv}$ )

抗力特性：
$$C_D = K(C_L - C_{L0})^2 + C_{Dmin}$$

設計コンセプト：

1. アロー型平面形（線形理論）
2. ワープ翼（線形理論：カールソン法）
3. エリア・ルール胴体（線形理論）
4. 自然層流翼（3次元境界層安定論 + CFD逆問題設計法）

$$C_{p_{upper}}(x/c, y/s) = C_{p_{Target}} \text{ for NLF}$$

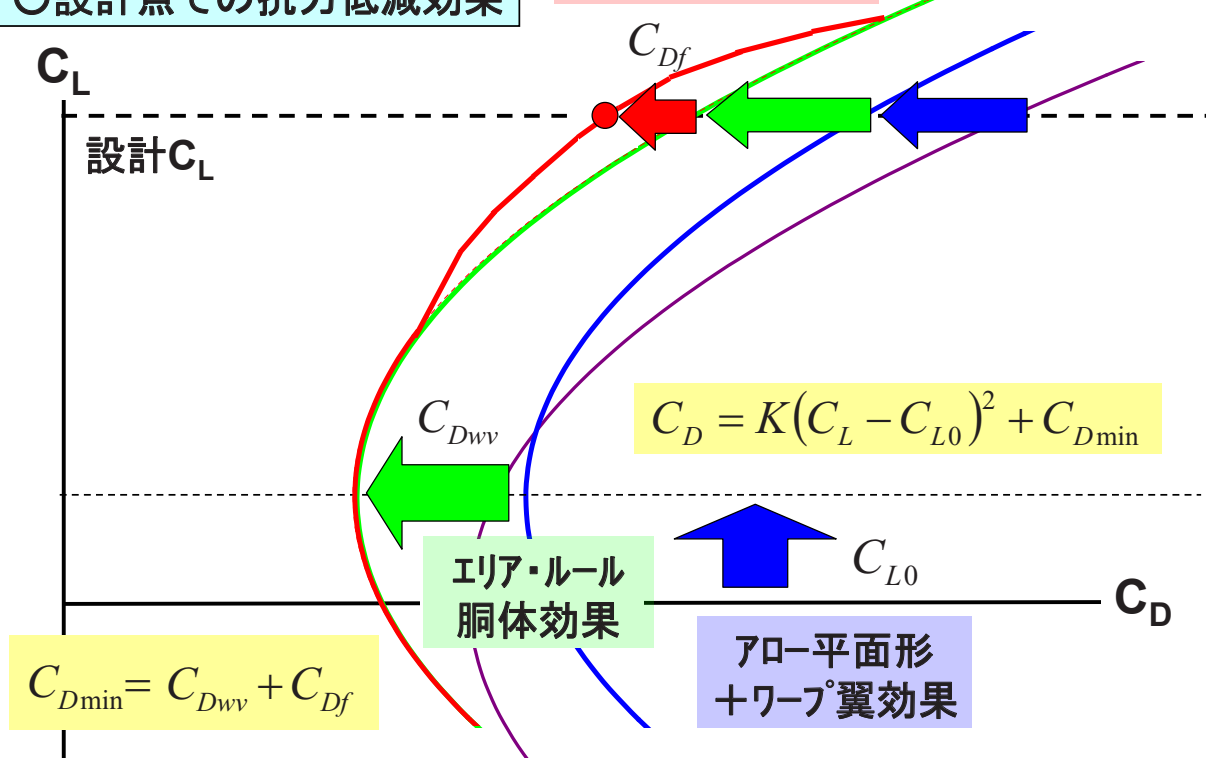


## 2. 空力設計：抗力低減効果の概要



○設計点での抗力低減効果

自然層流翼効果



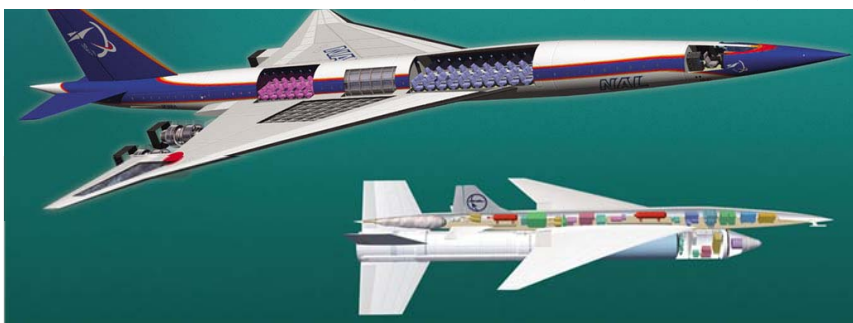
## 2. 空力設計：次世代SSTの想定仕様



○第1世代SST :  $M=2$ ,  $Pax=100$ ,  $R=6000km$   
(Concorde)  $L=62m$ ,  $b=25.6m$ ,  $S=412m^2$ ,  $AR=1.6$ ,  $W=174ton$



○次世代SST :  $M=2$ ,  $Pax=300$ ,  $R=11000km$   
 $L=91m$ ,  $b=42.9m$ ,  $S=836m^2$ ,  $AR=2.2$ ,  $W=360ton$

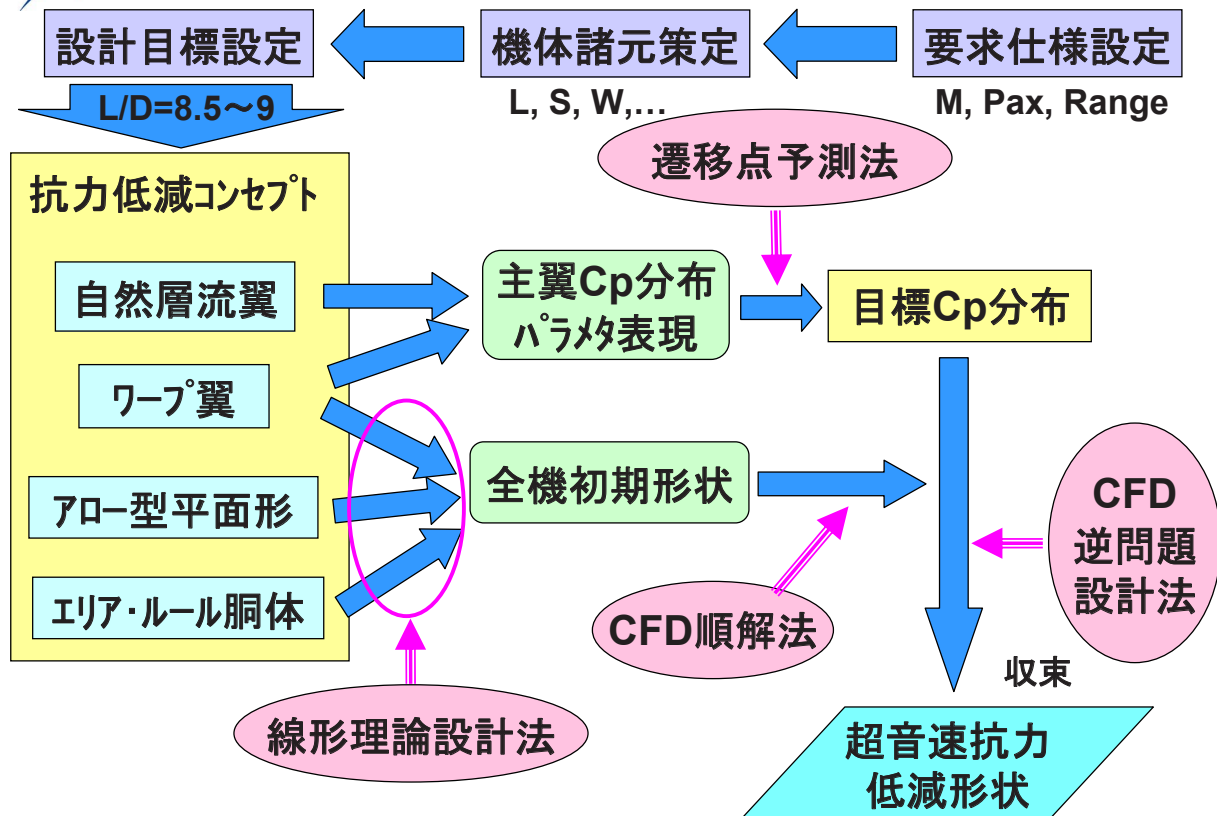


○小型超音速実験機 :  $M=2$ , 11% scale  
(NEXST-1)  $L=11.5m$ ,  $b=4.72m$ ,  $S=10m^2$ ,  $AR=2.2$ ,  $W=2ton$





## 2. 空力設計：CFD逆問題設計フロー



## 3. ロケット実験機：空力設計の過程



### ○ 圧力抗力低減設計【線形理論設計法＋CFD順解法】

- (1) 第0次形状(1996.9): 圧力低減コンセプト適用
  - ・アロー型平面形 → ワープ翼 → エリア・ルール胴体
- (2) 第1次形状(1996.12): 実験機成立性の考慮
- (3) 第2次形状(1997.8): 非線形効果の修正(キャンバ補正)
  - ・CFD順解法＋準2次元逆問題設計法の適用

### ○ 摩擦抗力低減設計【CFD逆問題設計法】

- (4) 第3次形状(1997.10): 超音速自然層流翼コンセプト適用
  - ・初期形状(2次形状) → 目標圧力分布(理想分布) → 3次元CFD逆問題設計 → 遷移解析 → 評価
- (5) 第4次形状(1998.9): 実験機成立性考慮、設計法改良



### 3. ロケット実験機：線形理論設計形状

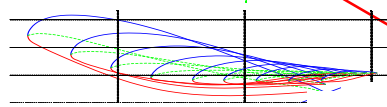


#### 1. アロ-型平面形

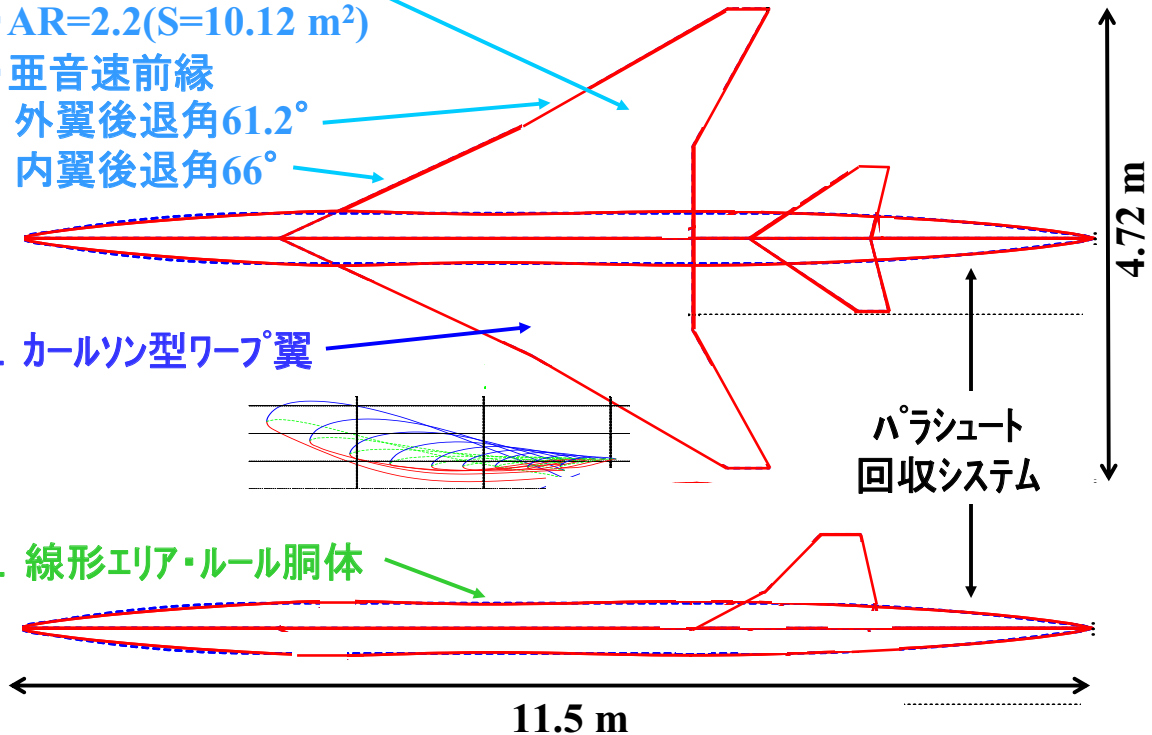
設計点 :  $C_L=0.1$  @  $M=2.0$

- ・AR=2.2( $S=10.12 \text{ m}^2$ )
- ・亜音速前縁
- 外翼後退角 $61.2^\circ$
- 内翼後退角 $66^\circ$

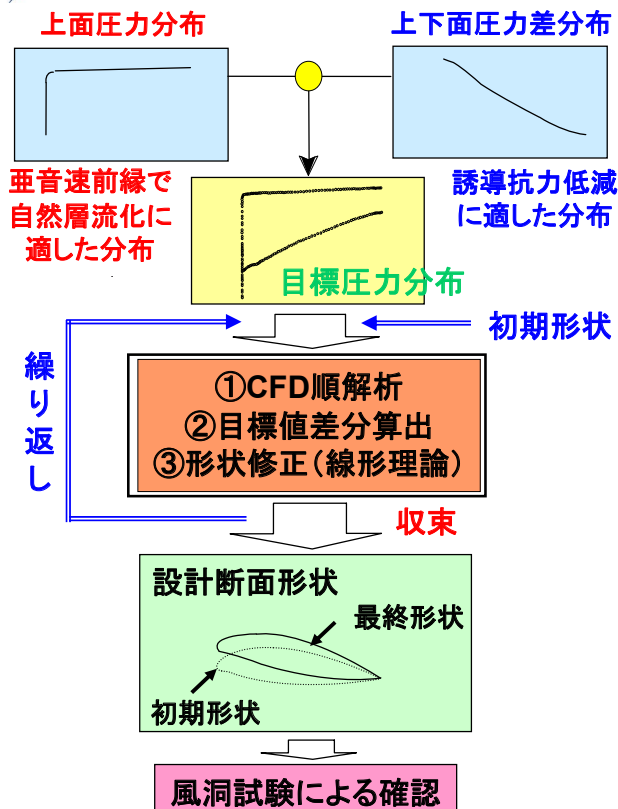
#### 2. カールソン型ワープ翼



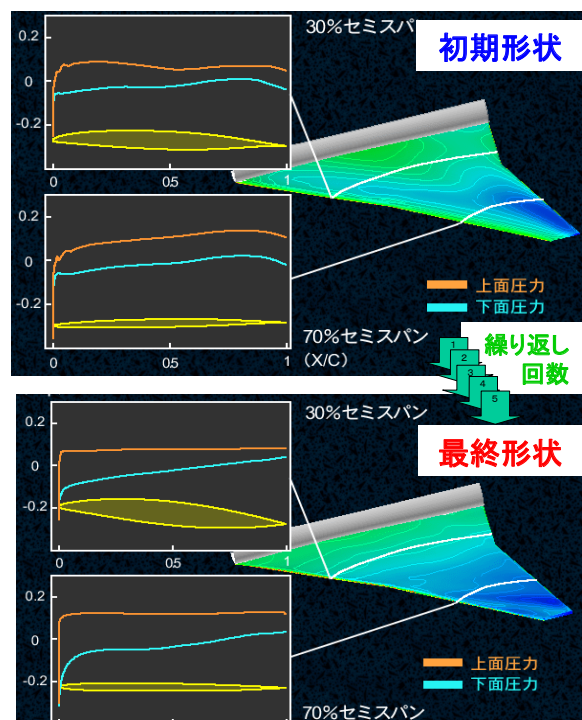
#### 3. 線形エア・ルール胴体



### 3. ロケット実験機：自然層流翼設計①

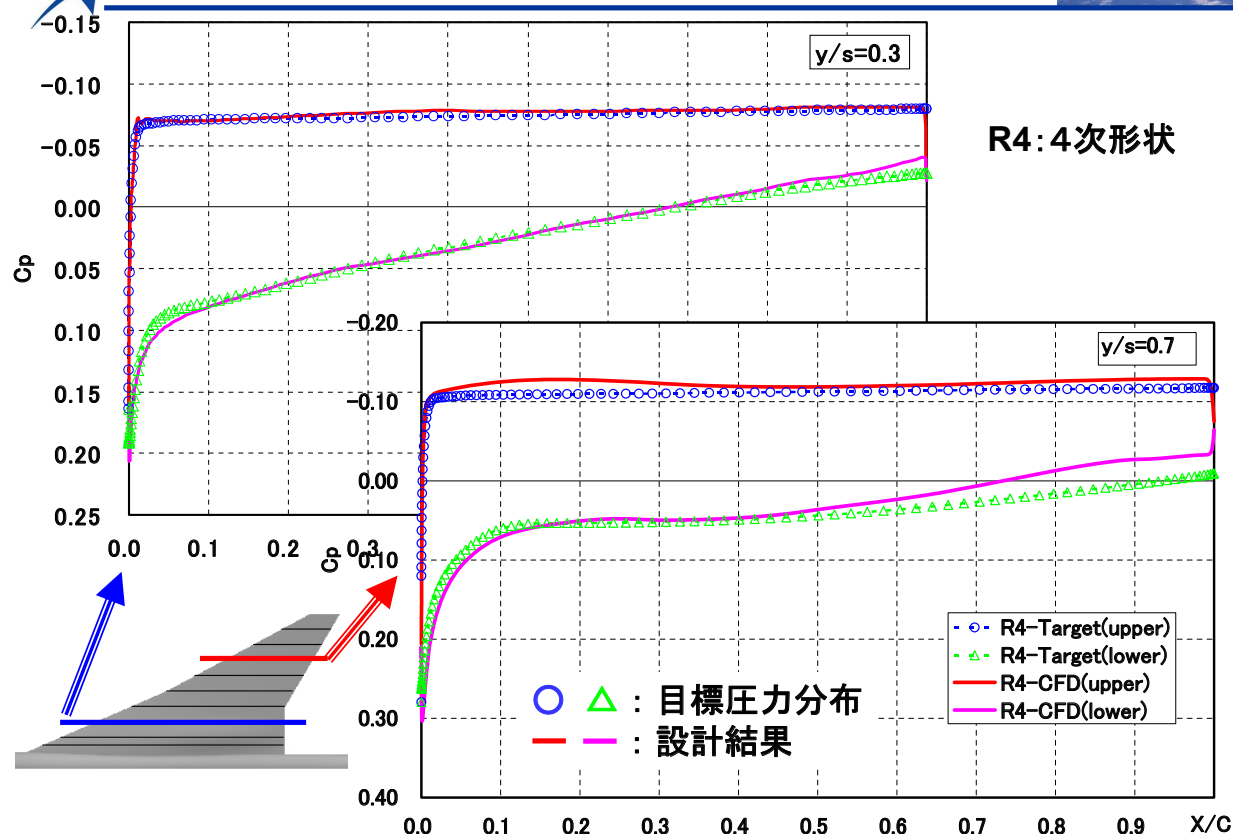


#### 超音速自然層流翼設計過程





### 3. ロケット実験機：自然層流翼設計②



### 3. ロケット実験機：CFD逆問題設計形状



#### 1. アロ-型平面形

・AR=2.2(S=10.12 m<sup>2</sup>)

・亜音速前縁

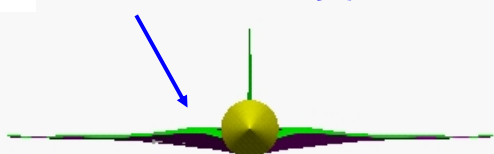
外翼後退角61.2°

内翼後退角66°

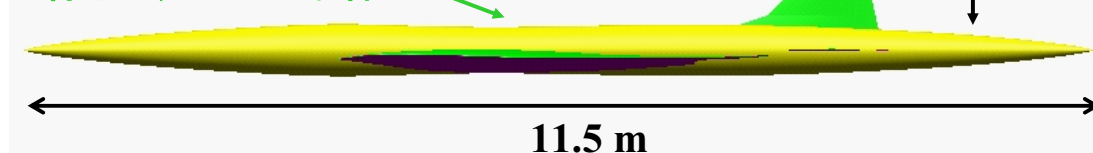
設計点 :  $C_L=0.1$  @  $M=2.0$

#### 4. 超音速自然層流翼

#### 2. カールソン型ワープ翼



#### 3. 線形エア・ルール胴体





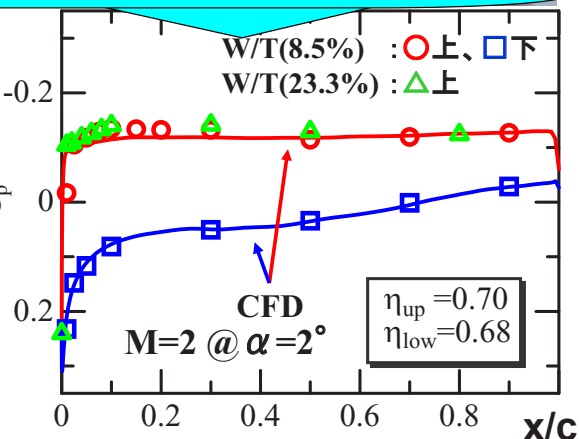
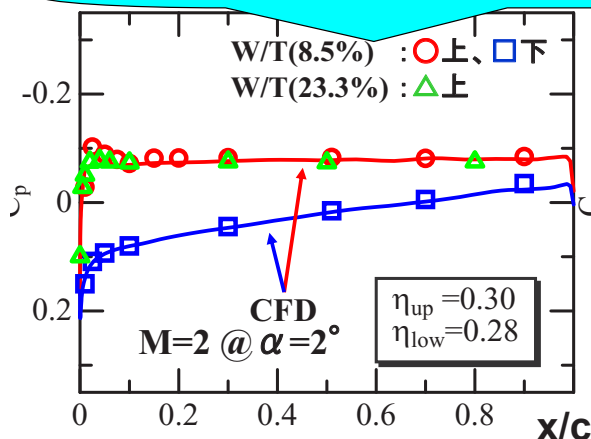
## JAXA3. ロケット実験機：圧力分布の実験的検証

8.5%模型@JAXA超音速風洞

23.3%模型@ONERA超音速風洞



CFDとの良好な一致⇒CFD逆問題設計形状の妥当性を確認



## JAXA3. ロケット実験機：遷移特性の実験的検証

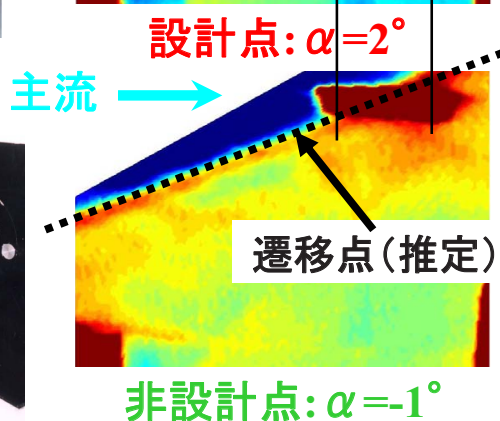
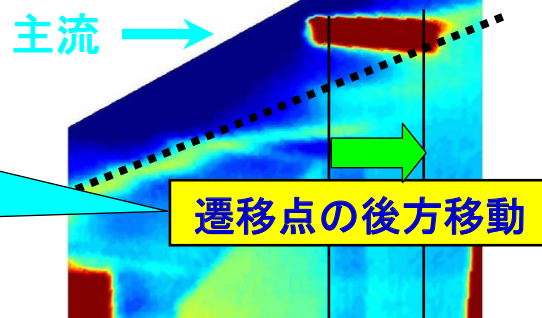
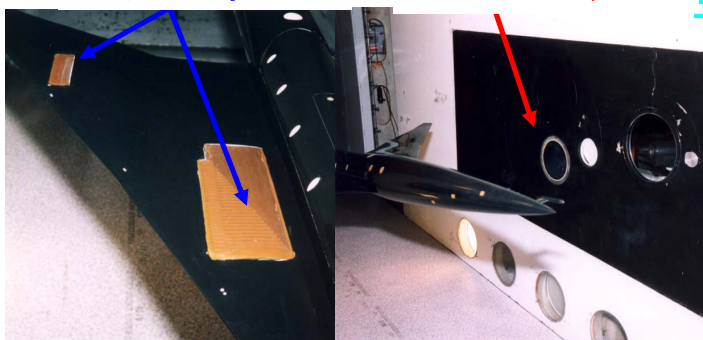
ONERA-S2MA IR画像:  $M=2$ ,  $Re_{MAC}=4.7 \times 10^6$  ( $P_0=0.6$  bar)

設計迎角において遷移点  
の有意な後退を確認  
⇒風洞気流乱れの影響に  
より定性的な検証と理解

23.3%模型

ホットフィルム

IRカメラ





## 4. 飛行実験：意義と目的



### (1) 意義

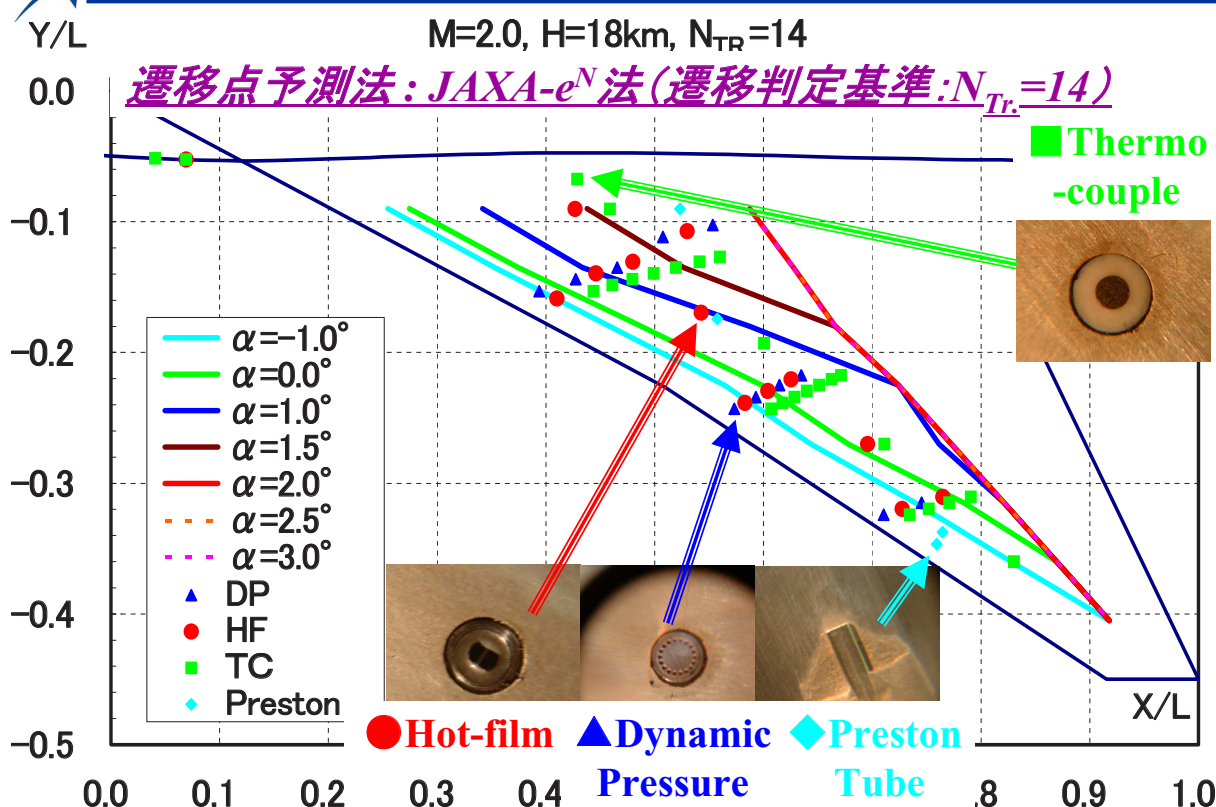
- ① **自然層流翼設計の定量的効果**は、原理的には  
気流乱れがない実飛行環境でしか検証不可
- ② **風洞試験より高Re数での効果確認**が可能
- ③ 実用技術としての確立のために、実機飛行環境に近い状態（空弾、付加物、飛行性、等）での設計効果の  
確認が不可欠 ⇒ **スケール機による飛行実証は最適**

### (2) 目的

- ① 飛行実験による**抗力低減コンセプトの効果確認**
- ② CFD逆問題設計法の妥当性の確認
- ③ **良質な遷移データの取得**  
⇒ 遷移判定基準値に対するデータベース構築  
⇒ **独自の遷移点予測法の確立**



## 4. 飛行実験：飛行実験での遷移予測





#### 4. 飛行実験：抗力低減効果①



	No Arrow/Warp WS00	No Area-rule WS0	WS1	WS2	NEXST-1
Plan-form	Ogee type	Cranked Arrow type			
Wing	Flat Wing	Warped Wing			Design at $C_L=0.1$ Warped NLF Wing
Body	Straight Body			Area-ruled Body	Design at $\alpha=0^\circ$

\* same length, span, aspect ratio, wing area except for WS00

Ref.: Concorde = Ogee Planform + Conical Camber Warp + Straight Body

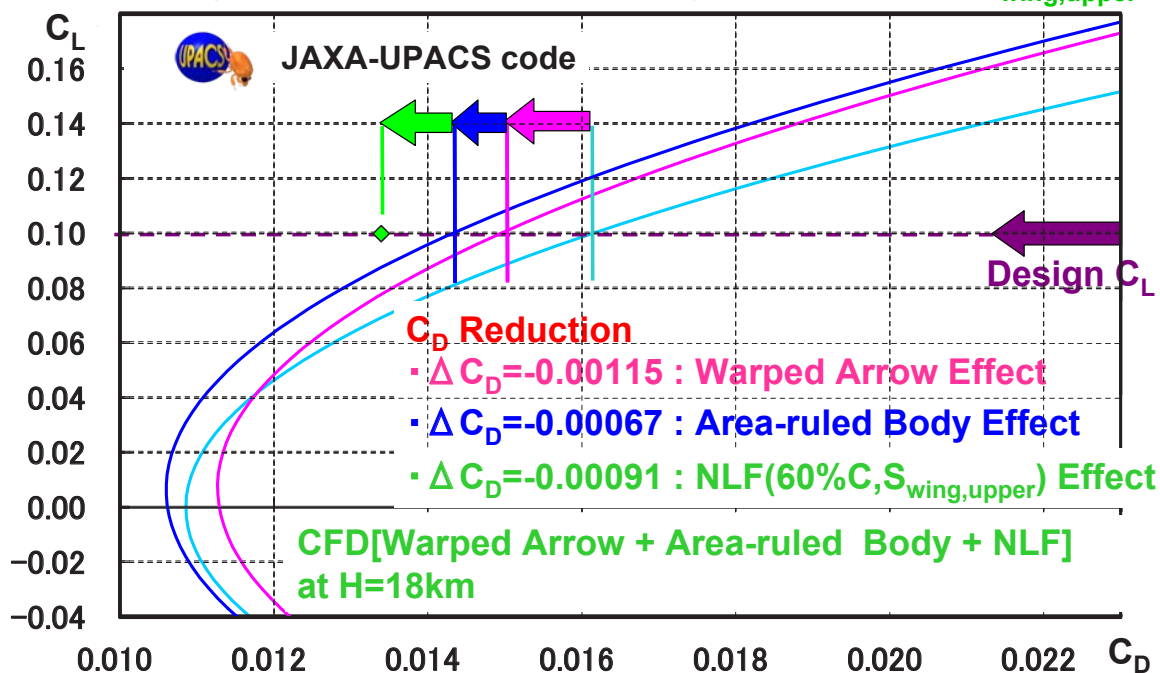


#### 4. 飛行実験：抗力低減効果②



Design Point for NEXST-1 Airplane :  $M=2$ ,  $H=18\text{km}$

•  $L/D=6.99$ @Full Turbulent,  $L/D=7.46$ @NLF(60% $C$  on  $S_{\text{wing,upper}}$ )







## 4. 飛行実験：ロケット実験機製造形状



抗力 ( $C_D$ ) = 摩擦抗力 ( $C_{Df}$ ) + 体積依存造波抗力 ( $C_{Dwv}$ ) + 揚力依存抗力 ( $C_{DL}$ )

●表面平滑度(目標) :  $0.3 \mu m$

自然層流翼  
(摩擦抗力低減コンセプト)

Cranked Arrow平面形  
(揚力依存抗力低減コンセプト)

●設計点 :  $C_L=0.1$  @  $M=2.0$   
●全長 : 11.5m, 翼幅 : 4.72m

Area Rule胴体  
(体積依存造波抗力低減コンセプト)

Warp翼  
(揚力依存抗力低減コンセプト)



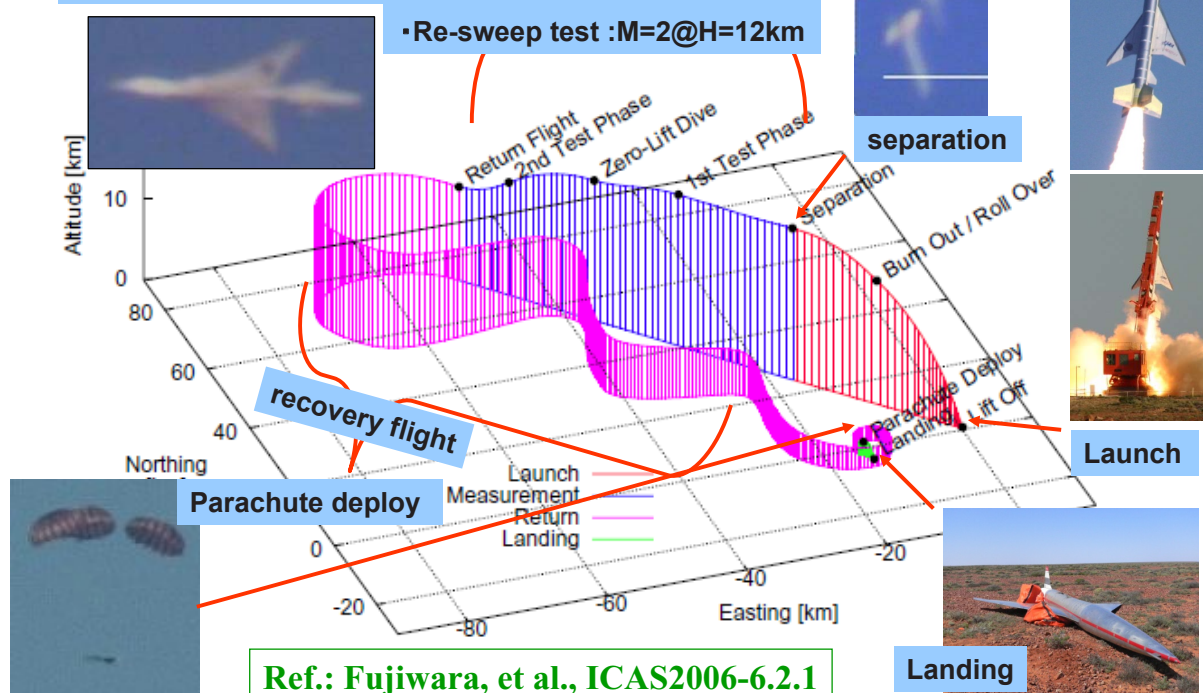
## 4. 飛行実験：フライト状況



**Flight test on Oct. 10, 2005 at Woomera**

Measurement phase

- ・  $\alpha$ -sweep test :  $M=2@H=18km$
- ・ Re-sweep test :  $M=2@H=12km$





## 4. 飛行実験：主要成果の報告内容



### (1) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

- ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証 (by 郭東潤)
  - ・揚抗特性、圧力分布、遷移特性⇒抗力低減効果の確認
- ② 飛行実験における力及び圧力特性解析 (by 郭東潤)
  - ・計測計画、システム、精度、データ処理法、CFD比較
- ③ 飛行実験におけるCFD解析 (by 石川敬掲)
  - ・風洞試験による検証、静的空弾効果、乱流モデル、等
- ④ 飛行実験における遷移解析 (by 徳川直子)
  - ・計測計画、システム、データ処理法、遷移点予測比較

### (2) ロケット実験機の空力データベース概要 (by 郭東潤)



## 5. NEXST-1技術：経緯と目標



### (1) NEXST-1空力設計技術(超音速抗力低減技術)の開発

- ① 抗力低減コンセプト、CFD逆問題設計法の開発、NEXST-1設計
- ② 風洞試験：力/圧力風試⇒CFD逆問題設計法の定量的検証  
遷移風試⇒自然層流翼(目標圧力分布)の定性的検証

### (2) 飛行実験で得られた知見

- ① 力/圧力計測⇒圧力抗力低減コンセプトの検証
- ② 遷移計測⇒自然層流翼設計コンセプトの定量的検証  
遷移特性データの取得(遷移点予測法の確立)

### (3) NEXST-1空力設計技術の高度化(実用化に向けて)

- ① 高Re数における自然層流翼設計用目標圧力分布の創出
  - ・NEXST-1で開発した理想圧力分布探索手法の適用
- ② CFD逆問題設計法の改良
  - ・前縁形状解像度の向上、自動格子修正法による効率化
- ③ 大型SSTへの適用による揚抗比改善効果の推定

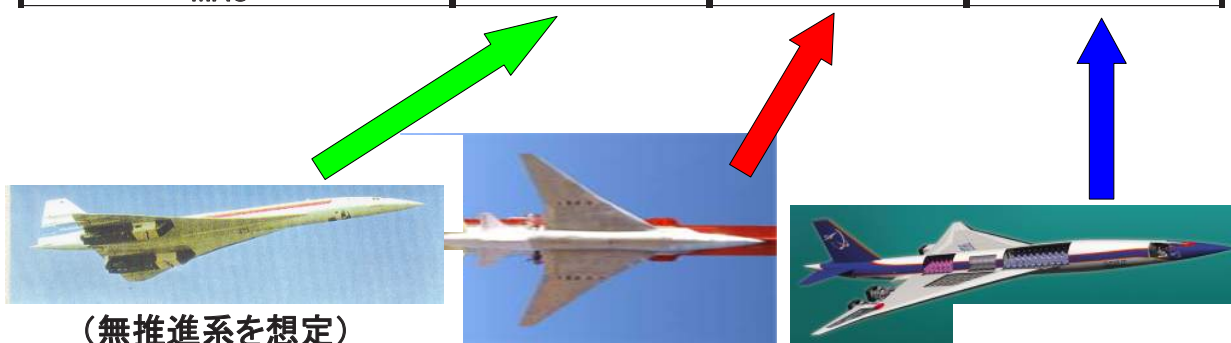


## 5. NEXST-1技術：実機適用効果②



### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des.</sub> =2, CL <sub>Des.</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルト <sup>*</sup> 技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルト <sup>*</sup> (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6



## 5. NEXST-1技術：実機適用効果②



### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des.</sub> =2, CL <sub>Des.</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルト <sup>*</sup> 技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルト <sup>*</sup> (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6
層流化率@主翼上面	0%	40%	30%

#### 【高Re数型自然層流翼設計技術の研究】

NEXST-1実験機の設計圧力分布⇒高Re数条件で効果減少

⇒高Re数型の理想的設計圧力分布を創出

⇒遷移点予測法により平均約30%翼弦長の遷移点後退を推定





## 5. NEXST-1技術：実機適用効果①



### ONEXST-1設計技術を大型SST(300人乗)の空力設計に適用

M <sub>Des.</sub> =2, CL <sub>Des.</sub> =0.1 @H=18.3 km	コンコルト <sup>*</sup> 技術	NEXST-1技術	
	仮想コンコルト <sup>*</sup> (無推進系)	NEXST-1 実験機	想定実機 (大型SST)
全長(m)	62.0	11.5	91.4
翼面積(m <sup>2</sup> )	412.2	10.1	836.1
アスペクト比	1.6	2.2	2.2
平均空力翼弦長(m)	21.6	2.8	25.0
Re <sub>MAC</sub> (10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	120.6
層流化率@主翼上面	0%	40%	30%
摩擦抗力	0.00463	0.00602	0.00421
圧力抗力	0.00818	0.00768	0.00714
全抗力	0.01281	0.01370	0.01135
L/D@設計点	7.81	7.30	8.81
改善率	(0%)	(-6.5%)	(12.9%)

⇒仮想コンコルト<sup>\*</sup>(無推進系)に比べ、約13%の揚抗比改善効果を推算

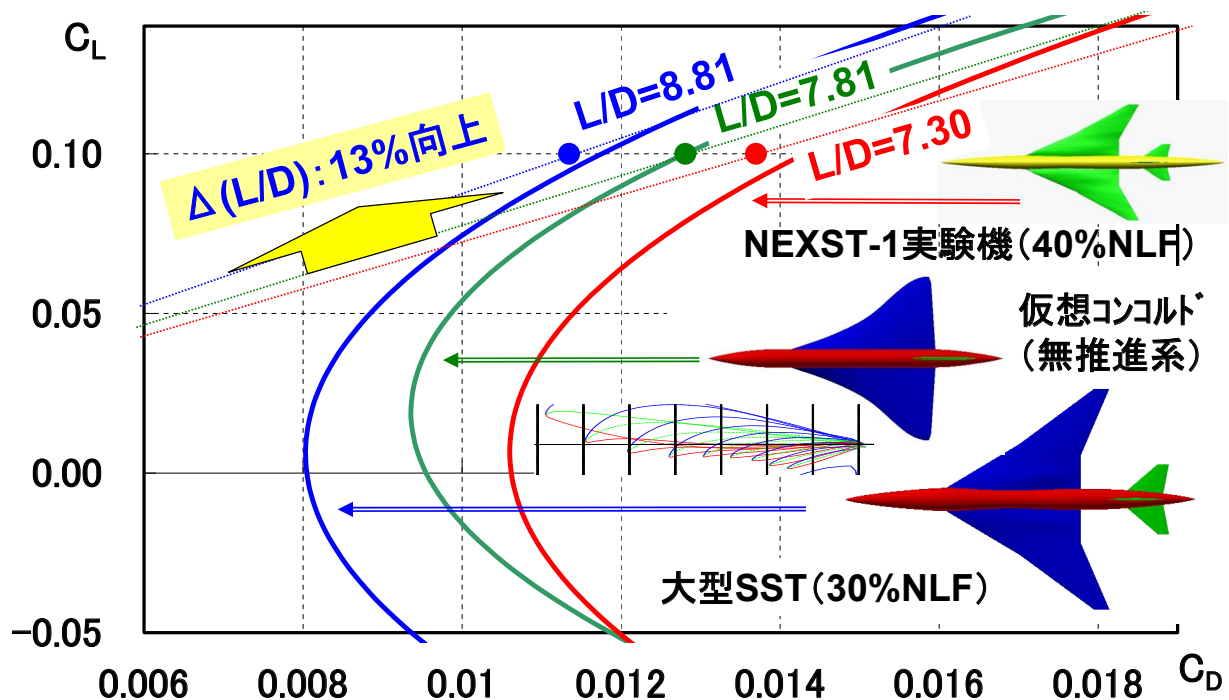


## 5. NEXST-1技術：実機適用効果②



### ONEXST-1空力設計技術

=アロー型平面形+ワープ翼+エリア・ルール胴体+自然層流(NLF)翼



## 6. まとめ：NEXST-1空力設計技術

### 1. 小型超音速実験機計画の目標

- (1) 次世代SST空力設計技術の開発⇒**CFD最適空力設計技術**
- (2) ステップアップによる技術レベル向上⇒2種の実験機の飛行実証

### 2. 次世代SST空力設計技術の開発方針

- 設計過程の論理性追求、先進的・革新的設計コンセプトの導入**

### 3. ロケット実験機の空力設計技術(NEXST-1空力設計技術)

- (1) 設計コンセプト: アロー型平面形、ワープ翼、エリアール胴体、**自然層流翼**
- (2) 設計法: 設計理論設計、非線形効果補正、**CFD逆問題設計**
- (3) 効果検証: 圧力分布及び**遷移特性を風洞試験で実験的に検証**
- (4) 実験機設計: **静的空弾効果**、表面平滑度要求、遷移計測法の選定

### 4. NEXST-1空力設計技術の実機適用効果

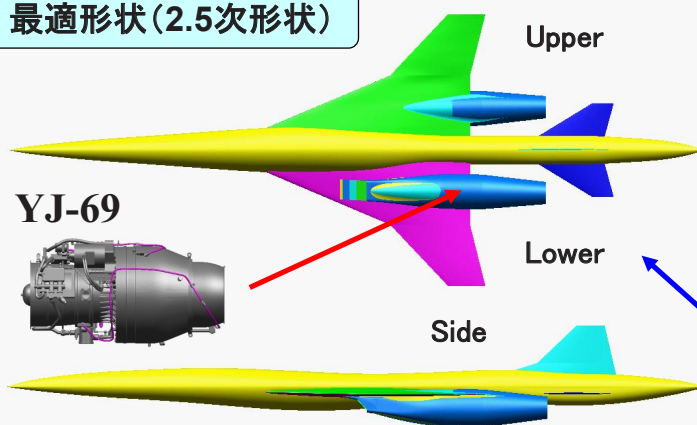
- 仮想コンコルト形状の空力設計、高Re数型自然層流翼設計法の開発**
- ⇒**約13%のL/D改善効果を予測**



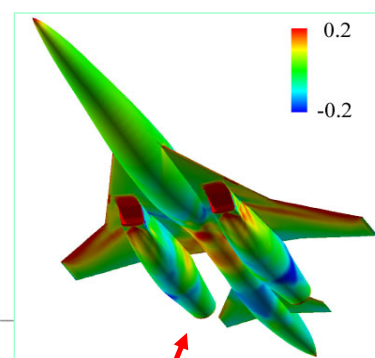
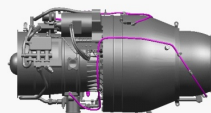
## ジェット実験機：CFD最適設計法概要



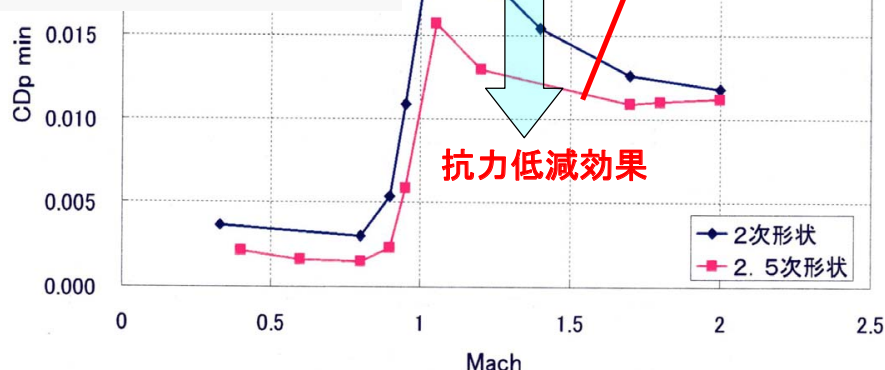
最適形状(2.5次形状)



YJ-69



最適空力設計技術  
↓  
非軸対称胴体形状  
最適設計法  
↓  
機体/推進系干渉  
抗力低減設計



## 6. まとめ：次世代SST空力設計技術に向かって

### 1. NEXST-1空力設計技術の発展

- (1) 機体/推進系干渉効果の考慮：**NEXST-2空力設計技術の融合**
- (2) **高Re数型自然層流翼設計法の改良**：層流効果の拡大
- (3) **要素研究(ソニックブーム低減、離着陸性能改善、等)の組み込み**
- (4) **実機適用課題への対策**：表面平滑維持法、高揚力装置設計、...

### 2. NEXST-1空力設計技術の波及効果

- (1) **遷音速飛行データベースの活用**
  - ・ロケット実験機の遷音速飛行データのCFD検証等への有効利用
- (2) **亜音速機設計への適用**：理想的設計圧力分布の創出
  - ・亜音速型自然層流翼設計⇒摩擦抗力低減
  - ・衝撃剥離抑制設計⇒圧力抗力低減(造波抗力低減)⇒**高 $M_{DD}$ 設計**



「静粛超音速機技術の研究開発」で展開

[謝辞] 本空力関連作業は、次の方々のご協力とご支援により実施されました。この場を借りて厚く御礼申し上げます。

- ① 真保雄一（現三菱重工）
- ② 鈴木健一郎（現関東自動車）
- ③ 生越博景（川崎重工）
- ④ 海田武司（三菱重工）
- ⑤ 石田洋治（元NAL空力性能部）
- ⑥ 松島紀佐（現東北大学）
- ⑦ 高木亮治（現JAXA/ISAS）
- ⑧ 岩宮敏幸（現JAXA/APG事業推進部長）
- ⑨ 郭 東潤（JAXA/APG超音速機チーム）
- ⑩ 野口正芳（JAXA/APG超音速機チーム）
- ⑪ 徳川直子（JAXA/APG超音速機チーム）
- ⑫ 杉浦裕樹（JAXA研究開発本部）
- ⑬ 石川敬掲（三向ソフトウェア開発）
- ⑭ 上田良稲（東京ビジネスサービス）
- ⑮ 黒田文武（菱友システムズ）
- ⑯ 上原和恵（元三向ソフトウェア開発）